

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ  
РАЗРАБОТКИ  
ОКБ-23 — КБ «САЛЮТ»



*90-летию  
ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева  
и 55-летию  
ОКБ-23 – КБ «САЛЮТ»  
ПОСВЯЩАЕТСЯ*

ФЕДЕРАЛЬНОЕ  
ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ  
«ГОСУДАРСТВЕННЫЙ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЦЕНТР  
им. М.В. ХРУНИЧЕВА»

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ  
РАЗРАБОТКИ  
ОКБ-23 — КБ «САЛЮТ»

Под общей редакцией  
кандидата технических наук Ю.О. Бахвалова

Выпуск I



МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 2006

Научно-технические разработки ОКБ-23 – КБ «Салют». – М.: Воздушный транспорт, 2006. – 720 с.

Настоящая книга представляет собой сборник статей сотрудников ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, обобщивших некоторые научно-технические разработки, выполненные в этой организации начиная от самолетной тематики 50-х годов и заканчивая ракетно-космической тематикой нынешнего времени.

Состав статей охватил далеко не все многочисленное количество выполненных разработок, послуживших научной основой при создании разнообразных изделий в этой организации за прошедшие 55 лет существования КБ «Салют».

Книга будет полезна для молодого поколения сотрудников фирмы, студентов, инженеров и тех, кто интересуется историей стратегической авиации и ракетно-космической техники.



## СОДЕРЖАНИЕ

|                                                                                                                                                                                                                               |     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Предисловие .....                                                                                                                                                                                                             | 7   |
| <b>ПРОЕКТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ</b>                                                                                                                                                                                                  |     |
| Тематика ОКБ-23 – КБ «Салют». <i>Афанасьев А.А.</i> .....                                                                                                                                                                     | 8   |
| Создание ОКБ-23 главного конструктора В.М. Мясищева и разработка тяжелых самолетов. <i>Селяков Л.Л., к.т.н. Карраск В.К., Дермичев Г.Д., к.т.н. Перепелицкий Г.Н.</i> .....                                                   | 18  |
| Ракетный щит. <i>К.т.н. Перепелицкий Г.Н.</i> .....                                                                                                                                                                           | 29  |
| КБ «Салют» и крылатые ракеты. <i>К.т.н. Хазанович Г.А.</i> .....                                                                                                                                                              | 38  |
| Проекты самолетов «60», «30» и «60М». <i>К.т.н. Перепелицкий Г.Н.</i> .....                                                                                                                                                   | 42  |
| Ампулизация стратегической ракеты УР-100. <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                                                     | 49  |
| «Протон». Страницы биографии. <i>Дермичев Г.Д.</i> .....                                                                                                                                                                      | 61  |
| Эстафету от «Протона» принимает «Ангара». <i>К.т.н. Бахвалов Ю.О., к.т.н. Петроковский С.А., Радугин И.С., Дермичев Г.Н.</i> .....                                                                                            | 67  |
| К истории создания орбитальной станции «Мир». <i>Каганер В.И., Каменщиков В.Н., Радченко Э.Т., Шаевич С.К.</i> .....                                                                                                          | 74  |
| История проектных разработок ракет-носителей и разгонных блоков в ЦКБМ. <i>Мишетьян М.К.</i> .....                                                                                                                            | 77  |
| О мерах по предотвращению отказов авиационной и ракетно-космической техники. <i>К.т.н. Хазанович Г.А.</i> .....                                                                                                               | 82  |
| Орбитальные станции: использование опыта проектирования и эксплуатации при математическом моделировании перспективных космических систем. <i>Радченко Э.Т., к.т.н. Пугаченко С.Е.</i> .....                                   | 85  |
| Развитие технологии материалов в условиях космоса. <i>К.т.н. Пугаченко С.Е.</i> .....                                                                                                                                         | 105 |
| Методика оценки надежности РН по результатам пусков. <i>К.т.н. Нагавкин В.Ф.</i> .....                                                                                                                                        | 113 |
| Детоксикация ракеты-носителя «Протон-М». <i>К.т.н. Гусев А.Г., д.т.н. Кулага Е.С., Селезнев Н.М., Каменщиков В.Н., Жаркова Н.А., Лашиевский В.Б.</i> .....                                                                    | 122 |
| <b>РАСЧЕТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ</b>                                                                                                                                                                                                  |     |
| Вопросы динамики полета при создании боевых и космических ракет. <i>Д.т.н. Цуриков Ю.А.</i> .....                                                                                                                             | 138 |
| Гидропривод в составе замкнутого контура регулирования и методы его коррекции. <i>Д.т.н. Цуриков Ю.А.</i> .....                                                                                                               | 145 |
| Устойчивость ракеты с жидким наполнителем и методы ее обеспечения. <i>Д.т.н. Цуриков Ю.А.</i> .....                                                                                                                           | 172 |
| Расчетно-статистический метод проектирования вафельных обечаек баков ракет-носителей. <i>К.т.н. Петроковский С.А.</i> .....                                                                                                   | 204 |
| Выделение уравнений упругих колебаний из полных уравнений движения свободной динамической модели летательного аппарата. <i>Ильенко Ю.Е., Кулакова К.П., Дорошева Л.А.</i> .....                                               | 241 |
| Экспериментально-аналитическая методика определения тепловых потоков на космических головных частях в полете. <i>К.т.н. Юрченко И.И.</i> .....                                                                                | 248 |
| Математические модели – основа успешного проектирования и эксплуатации изделий ракетно-космической техники. <i>Д.т.н. Владимиров А.В., Коровой А.И., Притыкин А.Ю., Ветлов В.И., Ганзен Н.Г., к.т.н. Шлуинский Ю.Т.</i> ..... | 259 |
| Некоторые аспекты обеспечения безаварийной эксплуатации изделий РКТ. <i>Д.т.н. Владимиров А.В.</i> .....                                                                                                                      | 272 |
| <b>КОНСТРУКТОРСКОЕ НАПРАВЛЕНИЕ</b>                                                                                                                                                                                            |     |
| <b>ДВИГАТЕЛИ</b>                                                                                                                                                                                                              |     |
| Краткий историко-технический обзор ДУ с ЖРД, созданных в ОКБ-23 – КБ «Салют» в период 1952–2005 гг. <i>Гневаших А.П., Никитин О.Д., Партола И.С.</i> .....                                                                    | 294 |
| Создание самолетных ускорителей с ЖРД. <i>Гневаших А.П.</i> .....                                                                                                                                                             | 303 |

|                                                                                                                                                                                                                                                 |     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Работоспособность и весовая отдача заборных устройств. <i>Партола И.С.</i> .....                                                                                                                                                                | 307 |
| Теоретические основы разработки и экспериментальной отработки капиллярных заборных устройств с минимальными остатками топлива. <i>Корольков А.А., Партола И.С., Сапожников В.Б.</i> .....                                                       | 313 |
| Комплект математических моделей ПГСП криогенного разгонного блока. <i>Гордеев В.А., Фирсов В.П.</i> .....                                                                                                                                       | 320 |
| Измерительная система абсолютного давления. <i>Гордеев В.А., Охманович А.П.</i> .....                                                                                                                                                           | 333 |
| Основные особенности и требования к разработке пневмогидравлических систем ДУ на криогенных компонентах топлива. <i>Гневашев А.П., Гордеев В.А., Никитин О.Д., Партола И.С.</i> ..                                                              | 336 |
| Теплообмен в баках водорода и кислорода при проведении заключительных операций на блоке 12КРБ после отделения полезной нагрузки. <i>Киселев Л.Н., Гордеев В.А., Фирсов В.П., Антюхов И.В., Иванов Г.П., Хорошилов К.В., Притыкин А.Ю.</i> ..... | 344 |
| Захолаживание кислородно-водородного двигателя и расходных магистралей разгонного блока 12КРБ. <i>Фирсов В.П., Гордеев В.А., Антюхов И.В., Воробьев Н.Н., к.т.н. Морозов В.И.</i> ....                                                          | 362 |
| Методическая разработка оптимального плана проведения наземных и летных испытаний двигательных установок. <i>Гордеев В.А.</i> .....                                                                                                             | 373 |
| Система наддува баков перспективных ракет и разгонных блоков (принципы построения, унифицированные алгоритмы управления). <i>Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Мозжорина М.Ю.</i> .....                                    | 383 |
| Расчетно-экспериментальная разработка капиллярных заборных устройств. <i>Партола И.С.</i> .....                                                                                                                                                 | 395 |

## **КАРКАСЫ И КОРПУСА**

|                                                                                                                                                                                                                     |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Крепление двигателей на самолетах В.М. Мясичева М4, 3М, М50 и М52. <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                  | 402 |
| Корпус головной части из стеклопластика ракеты УР-200. <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                              | 409 |
| Крыло гиперзвуковой ракеты «Буран» (изделие «40»). <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                                  | 415 |
| Разработка головных обтекателей из композиционных материалов. <i>Д.т.н. Кулага Е.С., к.т.н. Оленин И.Г.</i> .....                                                                                                   | 418 |
| Разработка переходных систем. <i>Налиткин О.Н.</i> .....                                                                                                                                                            | 436 |
| Эргономические исследования в невесомости. <i>Д.т.н. Кулага Е.С., к.т.н. Герасимов Н.М.</i> ..                                                                                                                      | 441 |
| Конструкция корпуса разгонного блока «Бриз-М». <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                                      | 447 |
| О методологии определения трещиностойкости сложных конструкций. <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                     | 450 |
| «Мини-Шаттл» В.М. Мясичева <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                                                                          | 455 |
| Усиление углепластиком третьей ступени РН «Протон» и проницаемость углепластика. <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                    | 459 |
| Проектная проработка конструкции из углепластика третьей ступени РН «Ангара». <i>Д.т.н. Кулага Е.С.</i> .....                                                                                                       | 466 |
| Анализ вариантов конструкции приборного отсека «Бриз-КС». <i>Рабинович С.Я.</i> .....                                                                                                                               | 472 |
| Разработка углепластиковых стержней с металлическими законцовками. <i>К.т.н. Бахвалов Ю.О., к.т.н. Оленин И.Г.</i> .....                                                                                            | 483 |
| Применение конструкций из композиционных материалов при модернизации ракеты-носителя «Протон-М» и разгонного блока «Бриз-М». <i>К.т.н. Бахвалов Ю.О., Бахтин А.Г., Молочев В.П., к.т.н. Петроковский С.А.</i> ..... | 496 |

## **МЕХАНИЗМЫ**

|                                                                                                                                    |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Системы раскрытия аэродинамических поверхностей малого удлинения. <i>Главацкий Л.А., Соин В.И.</i> .....                           | 506 |
| Разработка безударных замков и демпфирующих устройств для открывающихся элементов. <i>Соин В.И.</i> .....                          | 509 |
| Системы отделения космических аппаратов от ракет-носителей. <i>Соин В.И., Туголуков А.В.</i> .....                                 | 511 |
| Универсализация тяг пневмодвигателей по задачам их функционирования. <i>Толмачев С.М., Главацкий Л.А.</i> .....                    | 515 |
| Обеспечение питания электрогидравлических рулевых приводов управления вектором тяги маршевых двигателей. <i>Шмалько А.А.</i> ..... | 519 |
| Эффективность системы рулевых приводов, работающих до запуска маршевых двигателей (МД). <i>Шмалько А.А.</i> .....                  | 520 |

|                                                                                                                              |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Ограничитель расхода рулевого привода (РП). <i>Шмалько А.А.</i> .....                                                        | 521 |
| Конструктивные и схемные упрощения за счет введения гидравлических замков в рулевых приводах. <i>Шмалько А.А.</i> .....      | 523 |
| Повышение безопасности и надсжности функционирования люков выхода космонавтов в открытый космос. <i>Главацкий Л.А.</i> ..... | 525 |
| Солнечные батареи орбитальных станций и космических аппаратов. <i>Соин В.И., Соколов И.С.</i> .....                          | 527 |

## НАПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОРАДИОСИСТЕМ

|                                                                                                                                                                                                                                                                                               |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Особенности построения системы управления ракеты-носителя «Протон-К». <i>Карпушин Л.А.</i> .....                                                                                                                                                                                              | 532 |
| Канал радиочастотной связи на космодроме Байконур для ракето-носителей семейства «Протон». <i>Мартынов А.Е.</i> .....                                                                                                                                                                         | 537 |
| Сопровождение изделий космической тематики в полете. <i>Топорков В.Е.</i> .....                                                                                                                                                                                                               | 539 |
| Аналого-цифровая система управления транспортных кораблей ТКС. <i>Ананьев О.В., Демченко А.Н.</i> .....                                                                                                                                                                                       | 547 |
| Применение волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) в составе бортовой измерительной системы космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара». <i>К.т.н. Ананьев М.П.</i> .....                                                                                                                 | 553 |
| Современные системы измерений. <i>К.т.н. Ананьев М.П.</i> .....                                                                                                                                                                                                                               | 554 |
| Модернизация бортовой кабельной сети (БКС) – насущная проблема при проектировании и производстве новой техники. <i>Глинберг А.Д., Карандашев Н.А., Крутин А.Ф., Меркелов А.А.</i> .....                                                                                                       | 558 |
| Новые пути использования магнитно-импульсной обработки материалов (МИОМ). <i>Глинберг А.Д., Карандашев Н.А., Крутин А.Ф., Сидоренков Е.Н.</i> .....                                                                                                                                           | 565 |
| Технологические направления магнитно-импульсной обработки материалов. <i>Карандашев Н.А., Глинберг А.Д.</i> .....                                                                                                                                                                             | 567 |
| Системы управления расходования топлива перспективных ракет-носителей (принципы построения, отказоустойчивые алгоритмы управления, технология отработки бортового обеспечения). <i>Вакушин В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Кленовая Л.Г., Каблова Е.Б., Партола И.С.</i> ..... | 579 |

## НАПРАВЛЕНИЕ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

|                                                                                                                                                                                                                                   |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Информационная система послесекансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ. <i>Д.т.н. Альбрехт А.В., к.т.н. Баталин Н.Н., д.т.н. Бизяев Р.В., к.т.н. Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудинов С.В., Питомец Е.Н.</i> ..... | 593 |
| Оценка динамики и управления движением разгонного блока «Бриз-М» при наземной отработке. <i>Д.т.н. Альбрехт А.В., к.т.н. Баталин Н.Н., д.т.н. Бизяев Р.В., д.т.н. Владимиров А.В., Давыдов О.И.</i> .....                         | 602 |
| Совместная отработка двигательной установки со штатной системой управления перспективных разгонных блоков при огневых испытаниях. <i>Д.т.н. Недайвода А.К., д.т.н. Альбрехт А.В., Киселев Л.Н., д.т.н. Бизяев Р.В.</i> .....      | 608 |
| Об оптимизации информационной структуры летательного аппарата как средства снижения затрат на контроль технического состояния. <i>Д.т.н. Бизяев Р.В., Давыдов О.И., Калинин С.Ю.</i> .....                                        | 619 |
| Методология разработки системы технологической подготовки испытаний. <i>Д.т.н. Альбрехт А.В., д.т.н. Бизяев Р.В., к.т.н. Пуценко Н.Н., к.т.н. Герасимов Н.М.</i> .....                                                            | 624 |
| Информационная модель сопровождения лабораторно-стендовой отработки изделий РКТ. <i>Д.т.н. Альбрехт А.В., д.т.н. Бизяев Р.В., д.т.н. Владимиров А.В., к.т.н. Баталин Н.Н., к.т.н. Пуценко Н.Н.</i> .....                          | 640 |
| Интегрированная информационная модель предприятия-изготовителя изделий РКТ. <i>Д.т.н. Бизяев Р.В., к.т.н. Баталин Н.Н., к.т.н. Пуценко Н.Н., Давыдов О.И., Михайлюк М.В.</i> .....                                                | 651 |

## НАПРАВЛЕНИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

|                                                                                                                      |     |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Струйный метод очистки баков. <i>Кологов А.В.</i> .....                                                              | 666 |
| Ротационная вытяжка вытеснительных диафрагм переменной жесткости. <i>К.т.н. Половцев В.А., Розенцвайг В.М.</i> ..... | 668 |
| Диффузионная сварка каркаса электромагнитного клапана. <i>Шилло Г.В., Юрченко Е.Н.</i> .....                         | 669 |

|                                                                                                                                                                                   |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Навесной сварочный автомат для механизированной сварки заключительных швов люка баковых конструкций. <i>Травинкин Ю.П., Полунин В.И.</i> .....                                    | 670 |
| Биметаллические переходники АМг6+12Х18Н10Т, изготовленные сваркой трением. <i>Травинкин Ю.П., Полунин В.И.</i> .....                                                              | 671 |
| Сварка крупногабаритных цельноштампованных сильфонов. <i>Дульский А.Е.</i> .....                                                                                                  | 672 |
| Разработка технологии и оборудования для автоматической сварки неповоротных стыков трубопроводов ПГС. <i>Дульский А.Е.</i> .....                                                  | 673 |
| Электронно-лучевая сварка толстостенных заготовок шпангоутов и обечаек из алюминиевых сплавов. <i>Главоцевский Д.Ф., Каверин А.В.</i> .....                                       | 674 |
| Фрикционная сварка алюминиевых сплавов. <i>К.т.н. Половцев В.А., Макаров Н.В., Шило Г.В., Главоцевский Д.Ф., Травинкин Ю.П.</i> .....                                             | 675 |
| Разработка новых технологических процессов. <i>К.т.н. Половцев В.А., Михеев В.И., Хасянов Р.Ш., Кораблев Р.А., Яшин И.А., Романенко А.Ю., Кулашкина В.Н., Смирнова Т.Н.</i> ..... | 677 |
| Определение состава газовой среды в баках и ДУ. <i>Усач М.А.</i> .....                                                                                                            | 683 |
| Чистые производственные помещения. <i>Зайцева И.В., Усач М.А.</i> .....                                                                                                           | 685 |
| Применение эндоскопического оборудования для осмотра внутренних полостей изделий. <i>Григорьев О.В.</i> .....                                                                     | 687 |
| Изготовление фасонных деталей из труб для пневмогидросистем изделий ракетной техники. <i>Розенцвайг В.М.</i> .....                                                                | 689 |
| Изготовление трубопроводов с применением трехмерной компьютерной графики и станков с программным управлением. <i>К.т.н. Половцев В.А., Розенцвайг В.М.</i> .....                  | 692 |
| Методы контроля герметичности. <i>Пучкова Г.Н.</i> .....                                                                                                                          | 693 |
| Крупногабаритный корпус стыкового агрегата (адаптер). <i>Воробьев А.А., Розенцвайг В.М.</i> ...                                                                                   | 696 |
| Применение тонкостенных теплозащитных покрытий в конструкциях КБ «Салют». <i>Кудряшова Н.В., Савватеева О.А.</i> .....                                                            | 697 |
| Уплотнительные материалы и специальные лакокрасочные покрытия. <i>Александров Н.Г., Руденко Т.А., Векшина Т.И., Булатова В.В., Волкова Т.И., Балабаева А.И., Межлумян Н.В.</i> .. | 703 |
| Криогенная теплоизоляция баков и элементов конструкции. <i>Александров Н.Г., Сереженкова В.В., Щербакова Т.Н.</i> .....                                                           | 709 |
| Трубопроводы из полиимидного композиционного материала. <i>Афанасьев Л.А., Миронова Н.Н., Александров Н.Г.</i> .....                                                              | 711 |
| Теплоизоляция элементов конструкций изделий разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. <i>Александров Н.Г., Ширяева С.Ф., Бородакова Т.Л.</i> .....                                     | 713 |

## ПРЕДИСЛОВИЕ

В 2006 году исполнилось 55 лет со дня образования ОКБ-23, ныне Конструкторское бюро «Салют» – Государственный Космический Научно-Производственный Центр им. М.В. Хруничева – одной из ведущих организаций в ракетно-космической отрасли, богатой историей и опытом создания средств выведения и космических аппаратов различного назначения.

Предлагаемое издание посвящено этой дате и представляет собой систематизированный сборник статей с основными результатами разработок и научных исследований, проведенных в КБ «Салют», и является продолжением обзора основных направлений деятельности в выпущенных сборниках статей к 50-летию КБ и подготовленных коллективом ведущих специалистов по наиболее важным направлениям работы КБ.

Начиная с момента создания КБ и до настоящего времени коллективу поручалась разработка образцов новой техники, такой как тяжелые бомбардировщики, межконтинентальные баллистические ракеты, ракеты-носители тяжелого и легкого классов, разгонные блоки для выведения космических аппаратов на околоземные орбиты, орбитальные модули и космические станции. Коллектив КБ достойно проявил себя на всех направлениях деятельности. Инженерные знания и накопленный опыт позволяют говорить о возможности уверенно смотреть в будущее. Впереди у КБ большая работа: создание российской тяжелой ракеты-носителя «Ангара», идущей на смену широко известной ракете-носителю «Протон», ввод в эксплуатацию комплекса ракеты-носителя «Рокот», освоение нового направления – создание малых космических аппаратов связи и мониторинга Земли, таких как «Монитор-Э» и «Казат».

Все выполнявшиеся у нас разработки образцов новой ракетно-космической техники немалыми были без проведения глубоких научно-технических исследований и экспериментальных поисков. Их результаты являются бесценным творческим багажом, составляющим основу нашего коллективного интеллектуального потенциала. Он сосредоточен в многочисленных отчетах, статьях и диссертациях наших сотрудников.

Выпуск данного сборника не является первым подобным опытом в КБ «Салют».

В начале становления нашего КБ выпускники вузов 1951 года, пришедшие тогда во вновь созданное ОКБ-23, в инициативном порядке образовали в каркасном КБ-300 научно-технический кружок и выпускали «Бюллетень» со статьями, обобщающими их конструкторские разработки. Некоторые экземпляры этих выпусков сохранились у ряда молодых специалистов тех лет, которые стали ныне одними из заслуженных наших ветеранов.

К сожалению, этот аккумулированный опыт не всегда находит отражение в каких-либо обобщениях, изданиях. Наш юбилей явился толчком для восполнения этого пробела и, как результат, – выпуска настоящего сборника.

При его подготовке стало очевидным, насколько много с ушедшими годами было утрачено полезной информации о наших прошлых разработках, которая так и не появилась для использования широкой технической общественностью. В силу этого данный сборник получает индекс «Выпуск I» с надеждой на то, что выпуск подобных сборников будет продолжен и не только будучи приуроченным к каким-либо юбилеям.

Первый заместитель Генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева –  
начальник КБ «Салют»

Ю.О. БАХВАЛОВ

## ПРОЕКТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

### Тематика ОКБ-23 – КБ «Салют»

*Афанасьев А.А.*

В 1951 году для реализации предложений Главного конструктора В.М. Мясищева по созданию стратегического бомбардировщика было создано Опытно-конструкторское бюро-23. В.М. Мясищев был назначен его руководителем. Уже в январе 1953 году этот самолет – стратегический бомбардировщик «М-4» – совершил первый полет. За десять лет своего существования в ОКБ постоянно проводились работы по модификации «М-4» («ЗМ», «ЗМ-С», «ЗМ-Н», «ЗМ-Д» и др.). Эти самолеты находились в эксплуатации в течении 35 лет. «Лебединой песней» ОКБ в области сверхзвуковых бомбардировщиков стал ракетоносец «М-50», поднявшийся в воздух в октябре 1959 года.

Жаль, что оказались невостребованными работы ОКБ по пассажирским самолетам.

По самолетной тематике, помимо отмеченного, в ОКБ было проведено значительное количество перспективных разработок, нашедших впоследствии свое воплощение в работах других ОКБ. О них хорошо описано в книге «Энциклопедия самолетов В.М. Мясищева». Но о некоторых разработках того времени нигде нет никаких упоминаний. Сейчас, по прошествии стольких лет, когда творцы того времени ушли, трудно все эти разработки восстановить.

Кроме самолетной тематики ОКБ-23 занималось и созданием ракетного оружия как для размещения на своих самолетах, так и для автономного использования (межконтинентальная ракета «Буран»). Совместно с ОКБ-1 Главного конструктора С.П. Королева был разработан проект воздушно-космического самолета для спуска экипажа с околоземной орбиты. Накопленный «ракетный» опыт в последствии позволил коллективу ОКБ более плавно перейти на ракетную тематику.

3 октября 1960 году ОКБ-23 было закрыто, а коллектив был переведен на ракетную тематику в ЦКБМ (Генеральный конструктор В.Н. Челомей) в качестве филиала № 1.

По воспоминаниям оставшихся свидетелей того времени составлен только список всех тех работ, о которых удалось собрать сведения. Они приводятся ниже. В этот перечень, для полноты, включены разработки, проведенные в КБ «Салют» (так стало именоваться ОКБ-23) по ракетно-космической тематике.

Тематика ГКНПЦ им. М.В. Хруничева последнего периода представлена на рисунках 1–9.



Рис. 1. Основные направления ракетно-космической деятельности  
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева



Рис. 2. Средства выведения космических аппаратов

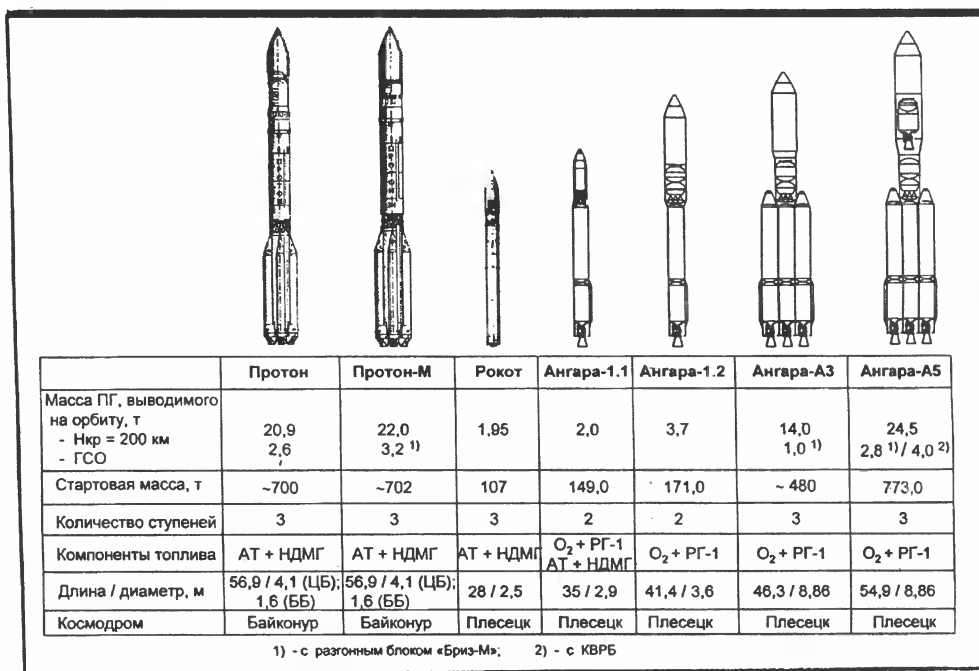


Рис. 3. Основные характеристики ракет-носителей

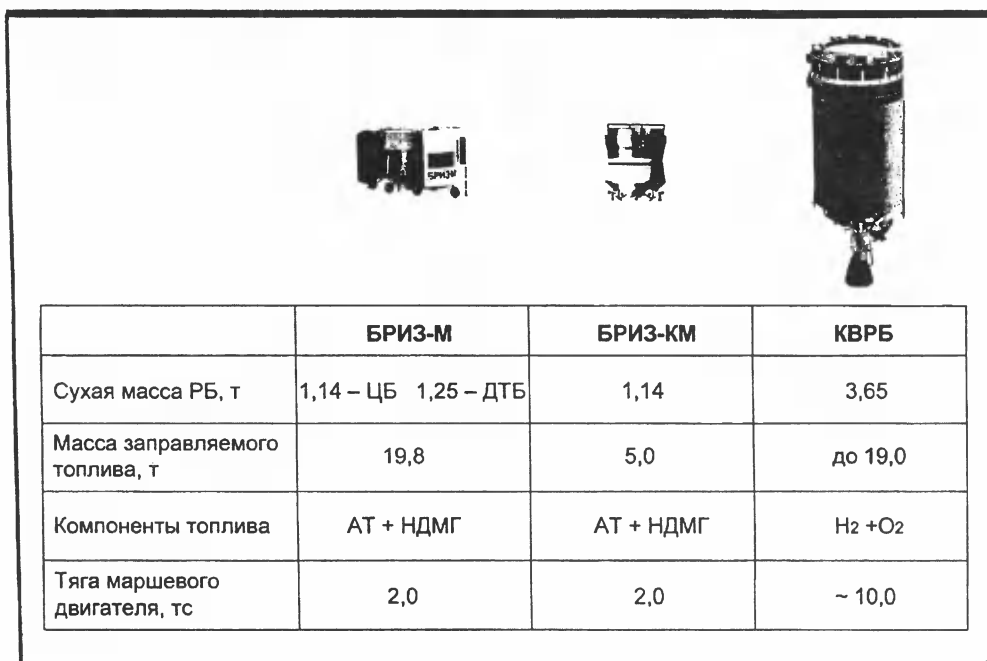


Рис. 4. Основные характеристики разгонных блоков



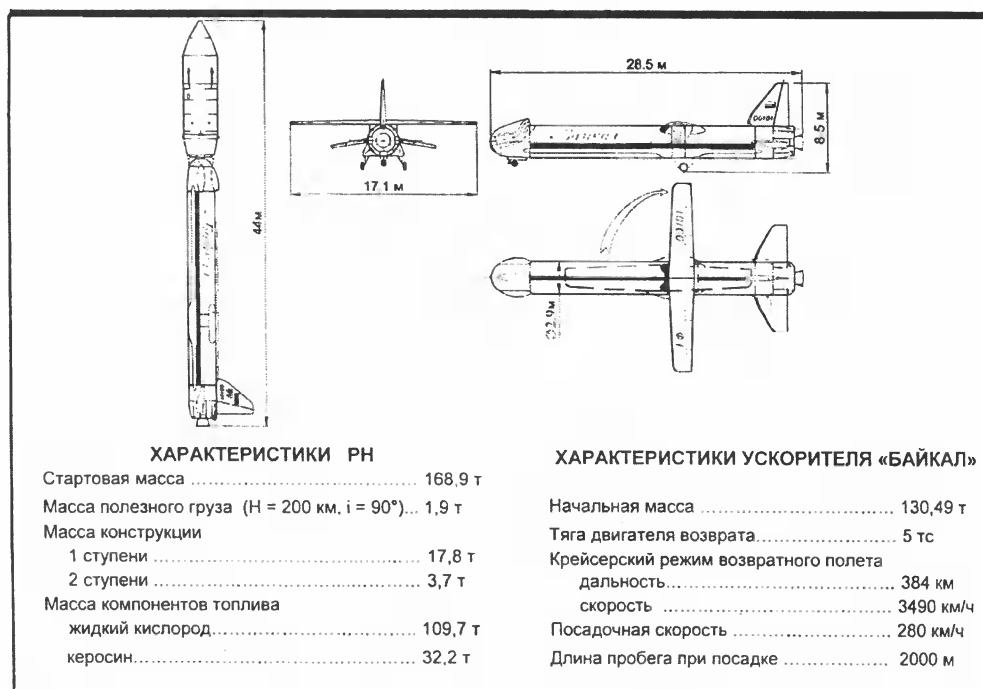


Рис. 5. Ракета-носитель легкого класса с многоразовым ускорителем первой ступени «Ангара»

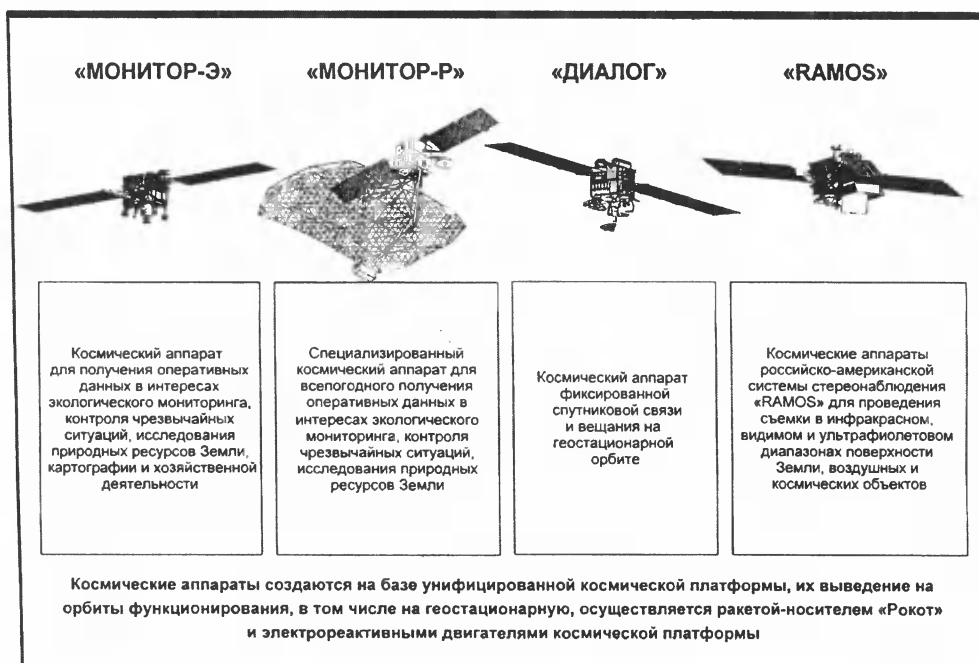


Рис. 6. Маломассовогогабаритные космические аппараты

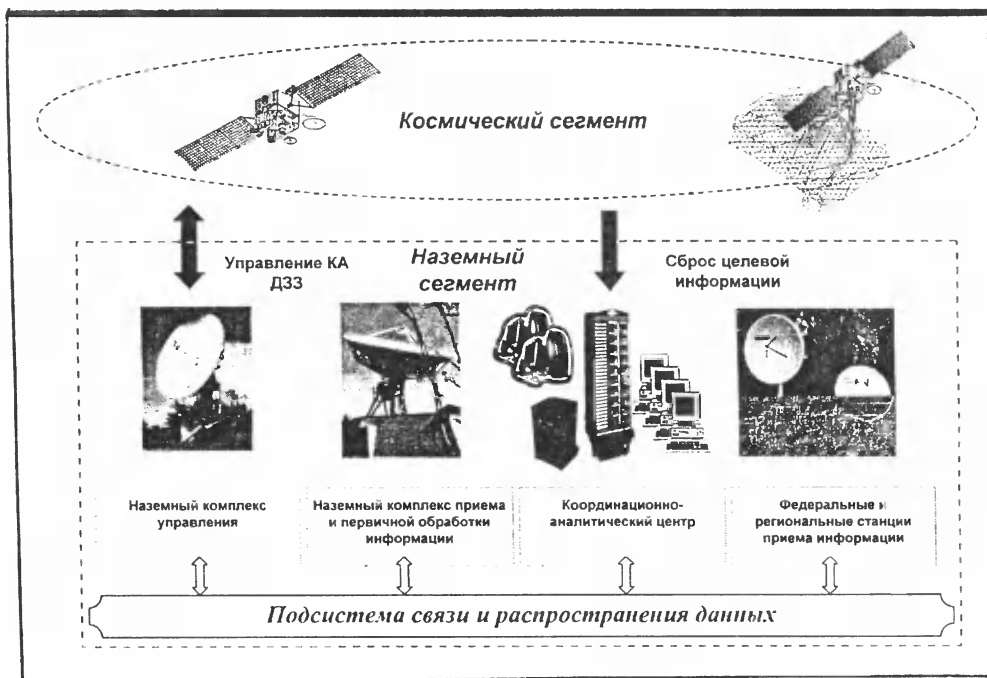


Рис. 7. Состав и структура космической системы дистанционного зондирования земли ГКНПЦ им. М.В. Хруничева



Рис. 8. Унифицированная космическая платформа и модификации космических аппаратов на ее основе

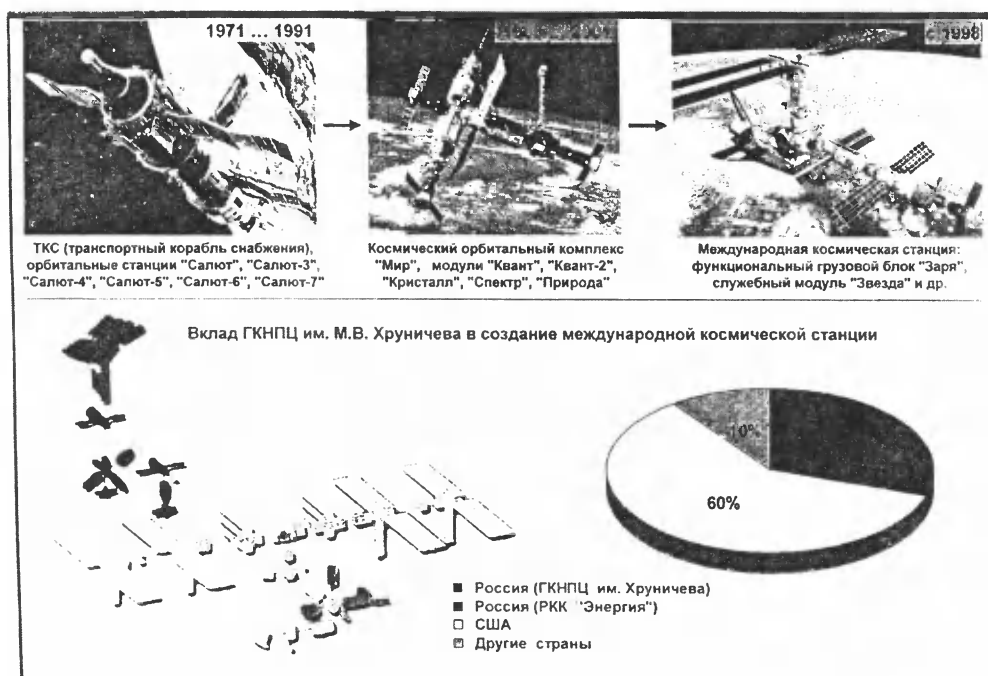


Рис. 9. Крупногабаритные космические модули и космические станции

| Разрабатывавшаяся тематика в ОКБ-23 — КБ «Салют» |                                      |                                                                                 |          |
|--------------------------------------------------|--------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------|----------|
|                                                  |                                      |                                                                                 |          |
| 25                                               | М, стратегический бомбардировщик     | Первый полет в январе 1953 года                                                 |          |
|                                                  | «М 4», стратегический бомбардировщик | Первый полет в 1953 года                                                        | Серийный |
|                                                  | «М 4-2», самолет-заправщик           | Заправки в воздухе освоены в 1957 г.                                            | Серийный |
| 25Ф                                              | «М 25Ф», высотный фоторазведчик      | Эскизный проект                                                                 |          |
| 26                                               | «М 26», военно-транспортный самолет  | Аванпроект                                                                      |          |
| 27                                               | Пассажирский самолет                 | Аванпроект                                                                      |          |
| 27 <sup>b</sup>                                  | Транспортно-десантный самолет        | Аванпроект                                                                      |          |
| 28                                               | «2 М», высотный бомбардировщик       | Технический проект с постройкой натурного макета и разработкой рабочих чертежей |          |
| 29                                               | Пассажирский самолет                 | Эскизный проект                                                                 |          |
| 30                                               | Стратегический бомбардировщик        | Аванпроект<br>Экспериментальный самолет с ядерными ТРД                          |          |

|                 |                                                              |                                                                                                                             |                       |
|-----------------|--------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| 31              | Скоростной бомбардировщик                                    | Эскизный проект                                                                                                             |                       |
| 31 <sup>б</sup> | Скоростной бомбардировщик                                    | Эскизный проект                                                                                                             |                       |
| 32              | Бомбардировщик с звуковыми скоростями полета                 | Эскизный проект<br>Треугольное крыло                                                                                        |                       |
| 33              | Экспериментальный самолет с околозвуковыми скоростями полета | Аванпроект<br>Треугольное крыло, экипаж 1 человек                                                                           |                       |
| 34              | Бомбардировщик с звуковыми скоростями полета                 | Аванпроект<br>Модификация проекта «32»                                                                                      |                       |
| 3М              | Стратегический бомбардировщик                                | Модификация бомбардировщика «М 4»<br>Первый полет в 1956 году. Использовался как носитель ядерного оружия второго поколения |                       |
| 3М-С            | Стратегический бомбардировщик                                | Модификация бомбардировщика «3М»<br>Заменены двигатели. Первый полет в 1957 году                                            |                       |
| 3М-Н            | Стратегический бомбардировщик                                | Модификация бомбардировщика «3М»<br>Заменены двигатели на более экономичные. Первый полет в 1958 году                       |                       |
| 3М-Д            | Стратегический бомбардировщик                                | Модификация бомбардировщика «3М»<br>Улучшена аэродинамика и оборудование. Первый полет в 1960 году                          | Серийное производство |
| 3М-Е            | Стратегический бомбардировщик                                | Модификация бомбардировщика «3М»<br>Улучшены высотные характеристики. Первый полет в 1963 году                              |                       |
|                 |                                                              |                                                                                                                             |                       |
| 40              | Межконтинентальная крылатая ракета «Буран»                   | Ракетная система состояла из ракеты «42» с треугольным крылом (с СПВРД М.М. Бондарюка) и ускорителей «41»                   | Опытные конструкции   |
| 41              | Ускорители системы «40»                                      | Четыре ускорителя с ЖРД ОКБ В.П. Глушко                                                                                     | Огневые испытания     |
| 42              | Маршевая ступень системы «40»                                | Корпус ступени – оболочка СПВРД                                                                                             | Прочностные испытания |
| 43              | Авиационная баллистическая ракета                            | Эскизный проект<br>Предназначался для размещения на самолетах М-50 и М-56                                                   |                       |
| 44              | Беспилотный самолет-снаряд                                   | Эскизный проект<br>Предназначался для размещения на самолетах М-50 и М-56                                                   |                       |
| 44 <sup>б</sup> | Беспилотный самолет-снаряд                                   | Эскизный проект<br>Предназначался для размещения на самолетах М-50 и М-56. Двигатели ОКБ-500                                |                       |

|        |                                                                    |                                                                                                                                                                                 |                                                                      |
|--------|--------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|
| 45, 46 | Крылатая ракета воз-<br>дух-земля                                  | Эскизный проект<br>Двухступенчатая ракета для подвески под<br>М-50 и М-56                                                                                                       |                                                                      |
| 47     | Баллистическая ракета                                              | Эскизный проект<br>Разрабатывалась как часть воздушно-<br>космической системы                                                                                                   |                                                                      |
| 48     | Воздушно-<br>космический самолет                                   | Эскизный проект<br>Пилотируемый аппарат для спуска с ор-<br>биты, выводимый в космос ракетой Р-7<br>(спуск: на парашюте, планирующий на<br>крыле, с помощью вертолетного винта) |                                                                      |
| 50     | М-50, стратегический<br>сверхзвуковой бом-<br>бардировщик          | Первый полет в октябре 1959 года<br>Велосипедное шасси                                                                                                                          | В серию не<br>пошел                                                  |
| 51     | М-51, межконтинен-<br>тальная крылатая ра-<br>кета                 | Эскизный проект<br>Трансформация М-50 в беспилотный ЛА,<br>несущий термоядерный заряд                                                                                           |                                                                      |
| 52     | М-52, стратегический<br>сверхзвуковой бом-<br>бардировщик          | Эскизный проект, технический проект,<br>рабочие чертежи, отсеки для испытания<br>на прочность<br>Модификация М-50, улучшена<br>аэродинамика, значительно снижена масса          | Работа пре-<br>кращена в<br>связи с за-<br>крытием<br>ОКБ            |
| 53     | М-53, сверхзвуковой<br>пассажирский самолет                        | Эскизный проект<br>Трансформация М-50                                                                                                                                           |                                                                      |
| 55     | М-55, сверхзвуковой<br>пассажирский самолет                        | Эскизный проект<br>Трансформация М-56                                                                                                                                           |                                                                      |
| 56     | М-56, сверхзвуковой<br>межконтинентальный<br>ракетоносец           | Эскизный проект<br>Самолет по схеме «утка» с крылом малого<br>удлинения                                                                                                         |                                                                      |
| 60     | Сверхзвуковой тяже-<br>лый самолет с ядерной<br>силовой установкой | Аванпроект<br>Двигатели закрытой схемы Н.Д. Кузнецо-<br>ва                                                                                                                      |                                                                      |
| 70     | Сверхзвуковой страте-<br>гический гидросамол-<br>ет                | Эскизный проект<br>Модификация М-52, фюзеляж типа «ле-<br>тающая лодка»                                                                                                         |                                                                      |
|        |                                                                    |                                                                                                                                                                                 |                                                                      |
|        | УР 200, МБР                                                        | Жидкостная двухступенчатая двухкали-<br>берная ракета тандемной схемы. Старто-<br>вая масса 138 т. Забрасываемый вес 3,9 т.                                                     | Первый пуск<br>04.11.1963.<br>07.07.1965<br>разработка<br>прекращена |
|        | УР 100, МБР                                                        | 8К84, SS-11. Жидкостная двухступенчатая<br>однокалиберная ракета тандемной схемы.<br>Стартовая масса 42,3 т. Забрасываемый<br>вес 0,9 т                                         | Принята на<br>вооружение                                             |
|        | УР 100 УТТХ, МБР<br>УР 100К, МБР                                   |                                                                                                                                                                                 | Боевое<br>дежурство                                                  |
|        | УР 100У, МБР                                                       | РС-10М, SS-11                                                                                                                                                                   |                                                                      |

|  |                                                 |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                        |
|--|-------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|
|  | УР 100Н, МБР                                    | РС-18, SS-19. Жидкостная двухступенчатая однокалиберная ракета тандемной схемы с автономным блоком разведения. Стартовая масса 105 т. Забрасываемый вес 4,3 т                                                                                                                                                                       | Приняты на вооружение  |
|  | УР 100Н УТТХ, МБР                               |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                        |
|  | УР 500, МБР многоцелевая ракета тяжелого класса | Жидкостная двухступенчатая двухкалиберная ракета тандемной схемы. Первая ступень - центральный бак окислителя и 6 навесных баков горючего. Вторая ступень – аналог первой ступени УР-200. Стартовая масса 550 т. Забрасываемый вес 12,2 т                                                                                           | Первый пуск 16.07.1965 |
|  | УР 500К, РКН                                    | Жидкостная трехступенчатая двухкалиберная ракета тандемной схемы Первая ступень – центральный бак окислителя и 6 навесных баков горючего. Вторая ступень – аналог первой ступени УР-200. Третья ступень аналог второй с уменьшенной заправкой топливом и более высотным двигателем. Стартовая масса ~700 т. Забрасываемый вес ~20 т | Первый пуск 10.03.1967 |
|  | УР 500М, РКН                                    | Аналог УР-500К с гибкой системой управления. Забрасываемый вес ~22 т                                                                                                                                                                                                                                                                | Первый пуск 07.03.2001 |
|  | УР 700-ЛК, РКН                                  | Эскизный проект<br>Модификация УР 700 для полетов на Луну                                                                                                                                                                                                                                                                           |                        |
|  | УР 700-МК, РКН                                  | Эскизный проект<br>Модификация УР 700 для полетов на Марс                                                                                                                                                                                                                                                                           |                        |
|  | «Ангара»                                        | Система легких и тяжелых ракет-носителей с использованием в качестве базового Универсального Ракетного Модуля. Предназначена для запусков с космодрома «Плесецк»                                                                                                                                                                    |                        |
|  | «Ангара 1.1», РКН                               | Эскизный и рабочий проекты. Стартовая масса – 145 т. Масса полезной нагрузки – 2,0 т                                                                                                                                                                                                                                                |                        |
|  | «Ангара 1.2», РКН                               | Эскизный и рабочий проекты. Стартовая масса – 167 т. Масса полезной нагрузки – 3,7 т                                                                                                                                                                                                                                                |                        |
|  | «Байкал»                                        | Многоразовый ускоритель первой ступени для РН «Ангара 1.2»                                                                                                                                                                                                                                                                          |                        |
|  | «Ангара А3», РКН                                | Эскизный и рабочий проекты. Стартовая масса – 478 т. Масса полезной нагрузки – 14 т                                                                                                                                                                                                                                                 |                        |
|  | «Ангара А5», РКН                                | Эскизный и рабочий проекты. Стартовая масса – 772 т. Масса полезной нагрузки – 24,5 т                                                                                                                                                                                                                                               |                        |

|  |                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                    |                           |
|--|-------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------|
|  | «Ангара А7» , РКН                   | Проработки для разработки ТЗ.<br>Предполагается использовать в ОКР<br>«Марс –ХХI»                                                                                                                                                                                  |                           |
|  |                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                    |                           |
|  | РБ «Шторм»                          | Эскизный проект<br>Кислородно-водородный разгонный блок<br>тягой 8 тонн                                                                                                                                                                                            |                           |
|  | РБ 12КРБ                            | Кислородно-водородный разгонный блок<br>для индийской ракеты GSLV                                                                                                                                                                                                  | Первый                    |
|  | РБ «Бриз-К»                         | Высококипящие компоненты                                                                                                                                                                                                                                           | Первый пуск<br>20.11.1990 |
|  | РБ «Бриз-М»                         | Аналог РБ «Бриз-К» с увеличенной за-<br>правкой и гибкой системой управления                                                                                                                                                                                       | Первый пуск<br>20.11.2001 |
|  | РБ «КВРБ»                           | Кислородно-водородный разгонный блок.<br>Стартовая масса до 22 т                                                                                                                                                                                                   |                           |
|  | Ядерный РБ                          | РБ на базе ЯРД 11Б91 с тягой 3,6 т.                                                                                                                                                                                                                                |                           |
|  | РБ двухступенчатый                  | Первая ступень – кислородно-водородный<br>РБ, вторая БР «Бриз-М»                                                                                                                                                                                                   |                           |
|  |                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                    |                           |
|  | Рокот, РКН                          | На базе УР-100 УТТХ. Стартовая масса<br>~107 т. Забрасываемый вес ~1,9 т (РБ<br>«Бриз-КМ»)                                                                                                                                                                         | Первый пуск<br>16.05.2000 |
|  |                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                    |                           |
|  | ДОС                                 | Совместно с РКК «Энергия»<br>Долговременная орбитальная станция<br>массой ~20 т. Шесть запусков: 1971, 1972,<br>1973, 1974, 1977, 1982                                                                                                                             |                           |
|  | ОПС                                 | Совместно с РКК «Энергия»<br>Орбитальная пилотируемая станция мас-<br>сой ~20 т. Три пуска: 1973, 1974, 1976                                                                                                                                                       |                           |
|  | Мир, орбитальный<br>комплекс        | Совместно с РКК «Энергия»<br>Орбитальная пилотируемая станция мас-<br>сой ~20 т. Запущена в 1986                                                                                                                                                                   |                           |
|  | Модуль «Заря», пер-<br>вый блок МКС | Модуль Международной космической<br>станции массой ~20 т. Запущен в 1998                                                                                                                                                                                           |                           |
|  | ФГБ                                 | Эскизный проект и рабочий проект<br>Функционально-грузовой блок ТКС –<br>транспортного корабля снабжения массой<br>~20 т, предназначенного для работы с<br>ОПС. Пять пусков: 1977, 1981, 1983, 1986,<br>1987. Под каждый пуск проводилась мо-<br>дификация корабля |                           |
|  | ТКМ                                 | Эскизный проект и рабочий проект<br>Транспортный корабль-модуль. Шесть<br>пусков: 1987, 1989, 1990, 1995, 1996. Под<br>каждый пуск проводилась модификация<br>корабля                                                                                              |                           |
|  |                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                    |                           |
|  | Красильная машина<br>для ткачей     | Народнохозяйственная тема                                                                                                                                                                                                                                          |                           |

|  |                                            |                           |  |
|--|--------------------------------------------|---------------------------|--|
|  | Установка для получения биогаза            | Народнохозяйственная тема |  |
|  | Установка для производства хлебных палочек | Народнохозяйственная тема |  |

## **Создание ОКБ-23 Главного конструктора В.М. Мясищева и разработка тяжелых самолетов**

*Селяков Л.Л., к.т.н. Карраск В.К., Дермичев Г.Д., к.т.н. Перепелицкий Г.Н.*

### **Стратегический бомбардировщик «М-4»**

К началу 50 годов существенно обострилась международная обстановка. Стране стали необходимы самолеты для доставки средств поражения целей вероятного противника на межконтинентальных дальностях. Находящиеся в то время на вооружении страны бомбардировщики «Ту-4», и даже проектируемый самолет «Ту-16», не могли обеспечить это требование.

Перспективные стратегические бомбардировщики должны были иметь скорости и высоту полета над целью, обеспечивающие снижение эффективности средств противовоздушной обороны (ПВО).

Постановлением правительства СССР от 24 марта 1951 года целенаправленно для разработки стратегического, высотного, скоростного бомбардировщика с турбореактивными двигателями (ТРД) создается опытно-конструкторское бюро (ОКБ-23). Главным конструктором ОКБ назначается В.М. Мясищев. Срок создания самолета определен декабрём 1952 года. Изготовление самолета поручается крупнейшему в стране авиационному заводу № 23 (Директор – С.М. Лещенко). ОКБ располагается на территории завода, первоначально на антресолях сборочного цеха. К разработке самолета Постановлениями правительства привлекаются ведущие научно-исследовательские институты (НИИ), ОКБ и заводы страны.

Основные летные характеристики самолета определялись удаленностью возможных целей, потребностью иметь максимальную скорость полета большую или близкую к скорости истребителей и высоту полета, недоступную для зенитной артиллерии.

Руководству вновь созданного ОКБ-23 пришлось в необычайно трудных условиях не только проектировать и разрабатывать новый, совершенно уникальный в то время самолет, но и комплектовать и создавать практически с «нуля» молодой коллектив ОКБ. В составе ОКБ было более 30% молодых специалистов-выпускников ВУЗов и техникумов.



Несмотря на большое количество возникших при разработке самолета научно-технических проблем, производственно-технологических и чисто житейских трудностей (часть сотрудников ОКБ жила в общежитиях, в том числе в г. Жуковском), Постановление правительства было в основном выполнено.

В кратчайшие сроки, за 1 год и 10 месяцев был создан новый, уникальный стратегический бомбардировщик «М-4» (Рис. 1).

Первый полет самолета «М-4» выполнил экипаж ведущего летчика ОКБ-23 Ф.Ф. Опадчего 20.01.53 г. (Рис. 2). Летные испытания уникального стратегического бомбардировщика, в основном подтвердили выполнение поставленных требований. Аналогичный самолет «В-52» создавался в США примерно 6 лет.

Необходимо отметить, что первые компоновочные чертежи вариантов самолета были выполнены лично Главным конструктором ОКБ В. М. Мясищевым. В разработке многочисленных вариантов компоновок самолета и определении его основных параметров принимал и непосредственное участие: начальник проектного отдела Л.Л. Селяков, сотрудники отдела: О.А. Сидоров, Г.Д. Дермичев, Н.Г. Колпаков и др.

Высокие летно-технические характеристики самолета «М-4» были обеспечены реализацией следующих конструктивных и технологических решений.

- Создан впервые в мире стратегический, скоростной бомбардировщик со стартовой массой более 180 т. Стартовая масса существующих в то время бомбардировщиков «Ту-4», «В-47» и даже проектируемого «Ту-16» составляла 40–80 тонн. Самолеты такой массы не могли обеспечить дальности полета больше 5 – 6 тысяч км. Столь высокий вес самолета «М-4» необходим для повышения весовой отдачи (отношение веса заправляемого топлива к взлетному весу самолета). Высокая весовая отдача самолета позволяет обеспечить межконтинентальные дальности полета. Необычно большой вес и габариты самолета потребовали существенного переоборудования производства и создания принципиально новых технологических процессов.

- Удалось создать стратегический бомбардировщик с высокими летно-техническими характеристиками, в том числе, и за счет установки на самолете турбореактивных двигателей (ТРД) серии АМ-3 и АМ-3А Главного конструктора А.А. Миклушина. В то время эти двигатели были самыми мощными в мире.

- На самолете было получено высокое аэродинамическое качество на околозвуковой скорости полета за счет создания стреловидного «чистого» крыла большого удлинения (без дополнительных мотогондол и обтекателей шасси), а также тщательно отработанными компоновочными решениями по воздухозаборникам, носовой части фюзеляжа и другим элементам самолета. Большой вклад в обеспечение хорошей аэродинамики самолета внес начальник отдела аэродинамики И. Е. Баславский.

- На самолете «М-4» использовалось велосипедное шасси, которое не требовало дополнительных обтекателей. Основными инициаторами использования велосипедного шасси были Г.И. Архангельский, В.К. Карраск. Стойки шасси выполнены с четырехколесной тележкой. Необходимость такой тележки была обусловлена отсутствием колес достаточной грузоподъемности при

двухколесной стойке шасси. Кроме того бетонное покрытие взлетно-посадочной полосы не выдерживало сосредоточенной нагрузки от двухколесной стойки. Передняя стойка выполнена с управляемой передней парой колес и «вздыбливаемой» тележкой. «Вздыбливание» (разворот тележки относительно оси, расположенной вблизи передней пары колес, при достижении заданной скорости во время разбега самолета) обеспечивает автоматический выход самолета на взлетные углы атаки.

- Часть топлива размещается в баках, расположенных в полостях крыла почти по всему размаху. Выработки топлива обеспечивались специальной, автоматизированной системой.

- Предусматривается возможность аварийного катапультирования всех членов экипажа.

- Отклонение всех аэродинамических органов управления с помощью сервоприводов.

- Дистанционное управление огнем из всех трех стрелково-пушечных установок.

- Максимально возможное в то время использование автоматических систем в управлении самолетом и его системами.

- С целью увеличения дальности полета самолета «М-4» была разработана и внедрена система дозаправки самолета в полете.

- Для сокращения длины разбега самолета были созданы и отработаны стартовые ускорители с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и многое другое.

Большинство отмеченных конструктивных решений было впервые в мире реализовано на самолете «М-4».

При разработке и изготовлении самолета широко использовались новые производственные и технологические процессы. Была внедрена прогрессивная структура конструкторских, производственных и особенно испытательных подразделений, позволившая существенно сократить сроки и затраты на создание самолета, в том числе:

- максимальное использование плазово-шаблонного метода при изготовлении конструкции самолета;

- широкое использование летающих лабораторий, включающих лаборатории на базе самолета «Ту-4»;

- для исследования динамических характеристик самолета и его агрегатов впервые проводились испытания на динамически подобных моделях (Ведущими исполнителями были В.А. Федотов, Ю.Е. Ильенко, Л.Р. Дунц, С.И. Пыряев, Н. А. Дрожин);

- впервые при проведении динамических, прочностных и аэродинамических, а позднее и весовых, тепловых и прочих расчетов стали использовать новую вычислительную технику;

- создание мощной лабораторно-стендовой базы и опытного производства, включающего модельный и макетный цех;

- непосредственное участие заводских технологов в разработке конструкторской документации;

– четкая структура ОКБ и тематических подразделений с конкретным определением объема, сроков и ответственности за выполнения работ и др.

Эти решения по новым схемам организации труда подразделений ОКБ и прогрессивным технологическим и производственным методам обработки стали примером и для других авиационных и ракетно-космических предприятий.

Необходимо напомнить, что уникальный по своим параметрам самолет «М-4» был разработан и подготовлен к испытаниям вновь созданным молодым коллективом ОКБ — 23 в необычно короткие сроки.

В соответствии с Постановлениями правительства в 1954-1955 годах началось изготовление опытной партии, а затем и серийных самолетов «М-4», которые начали поступать в эксплуатацию.

### **Самолеты «ЗМ»**

В связи с необходимостью повышения летно-тактических характеристик самолета «М-4», особенно дальности, полета, в соответствии с Постановлением правительства от 6 июля 1954 г., в ОКБ-23 и предприятиях – соисполнителях начались работы по модернизации самолета «М-4» – стратегическому бомбардировщику «ЗМ» (Рис. 3).

Основное внимание при создании самолета уделялось существенному увеличению дальности, высоты полета и уменьшению длины разбега при взлете. Основные проектные проработки выполнялись под руководством Л.Л. Селякова, О.А. Сидоровым и Г.Н. Перепелицким.

Заданные летные характеристики самолета «ЗМ» были получены за счет внедрения следующих проектных, конструктивных и технологических мероприятий.

– На самолете «ЗМ» были установлены новые более мощные, экономичные и легкие ТРД ВД-7 Главного конструктора В.А. Добрынина вместо двигателей А.А. Микулина АМ-3А. Взлетная тяга двигателей ВД-7 увеличена на 26%, удельный расход топлива снижен на 25% по сравнению с двигателями АМ-3А. Замену двигателей удалось осуществить с минимальными доработками узлов крепления и топливной системы.

– Существенно улучшена аэродинамика самолета, что было достигнуто: увеличением площади крыла до  $\sim 352 \text{ м}^2$  вместо  $331 \text{ м}^2$  у самолета «М-4»; введением аэродинамической «крутки» крыла (с заменой профиля и уменьшением относительной толщины крыла) в сочетании с геометрической (на  $-5^\circ$ ) «круткой»; снижен до нуля поперечный угол установки горизонтального оперения; увеличена аэродинамическая компенсация руля высоты, руля направления и элеронов; улучшены аэродинамические формы носовой части фюзеляжа и др.

– Снижены веса конструкции самолета и оборудования. (Облегчен продольный набор крыла; облегчены топливные баки при замене резины на новые материалы; уменьшена длина средней части фюзеляжа на 1 м.; использованы более легкие двигатели ВД-7; сокращено количество членов экипажа с 8 (на самолете «М-4») до 7; улучшена компоновка кабины экипажа; облегчено оборудование самолета и др.)

На самолете «ЗМ» были установлены доработанные передняя, подкрыльные и практически новая задняя стойки шасси. Амортизатор задней стойки работал на растяжение, а не на сжатие, как у самолета «М-4». Электромеханическая система выпуска и уборки шасси заменена на гидравлическую. Использованы колеса основного шасси меньшего диаметра и веса. Проведено облегчение и других конструктивных элементов.

Мероприятия по облегчению позволили снизить сухой вес самолета «ЗМ» более, чем на 10% по сравнению с весом самолета «М-4».

- На самолете «ЗМ» введена штатная система дозаправки топливом в полете.

- Заменены отдельные системы оборудования самолета более совершенными и др.

Реализованные на самолете «ЗМ» конструктивные и компоновочные решения позволили полностью выполнить основные требования Постановления правительства по практической дальности полета, максимальной скорости, длине разбега, практической высоте полета над целью, вооружению и оборудованию самолета.

Первый полет самолета «ЗМ» был осуществлен экипажем в главе с летчиками М.Л. Галаем и Н. И. Горяиновым 27 марта 1956 года (Рис. 4).

После проведения Государственных испытаний самолет «ЗМ» стал поступать на вооружение в подразделения Дальней авиации.

В дальнейшем, при серийном производстве, проводились работы по улучшению лётно-технических характеристик модифицированных вариантов самолета «ЗМ». Разрабатывались варианты самолета с более совершенным радиолокационным оборудованием; дополнительными подвесными топливными баками; были реализованы варианты самолета с более мощным стрелково-пушечным вооружением; прорабатывался вариант использования самолета «ЗМ» в качестве носителя самолетов-снарядов; заменялись отдельные, системы и блоки оборудования самолета. Были выпущены проектные материалы более 10 вариантов модификаций самолета «ЗМ». Пять модификаций самолета «ЗМ» были разработаны и после подтверждения лётными испытаниями требуемых характеристик, приняты на вооружение.

Разрабатывался вариант дальнего самолета-разведчика на базе самолета «ЗМ».

Самолеты «М-4» и варианты самолета «ЗМ» находились на вооружении более 30 лет.

На этих самолетах было установлено порядка 20 мировых рекордов по поднятию грузов на различные высоты и достижению максимальных скоростей полета с грузами на разных высотах.

Руководство разработкой и созданием самолетов «М-4» и «ЗМ» осуществляли Главный конструктор В.М. Мясищев, его заместители и ближайшие помощники: Г.Н. Назаров, Л.Л. Селяков, М.П. Петров, Е.С. Фельснер, Н.М. Главацкий, К.В. Рогов, Б.Г. Легаев, Я.Б. Нодельман, В.И. Левицкий, Л.М. Роднянский, В.М. Барышев, И.Е. Баславский, Б.А. Стопачинский, Г.И. Архангельский, К.И. Попов, П.С. Невернов, Д.Н. Белоногов, В.Н. Некрасов, И.П. Золотарев, и боль-

шинство руководителей подразделений, ведущих конструкторов, в том числе: В.Г. Матузный, Е.С. Кулага, Е.Д. Мочалин;

представители Заказчика под руководством П.И. Левчука;

руководство завода № 23: С.М. Лещенко, Д.Н. Осипов, С.В. Перевозчиков, Б.Г. Бритков, К.С. Рыбко, А.А. Тимм, А.И. Циммерман;

летчики-испытатели Ф.Ф. Опадчий, Б.И. Галицкий, Н.И. Горяинов, И.А. Лаптев, В.М. Живодер;

активное участие в работах по созданию самолетов принимали практически все специалисты и сотрудники ОКБ-23 и завода № 23.

Конечно новые, уникальные самолеты «М-4» и «ЗМ» было бы невозможно создать без активного участия в работах передовых научно-исследовательских институтов (ЦАГИ, ЦИАМ, НИИТП, НИАТ, ЛИИ, ВИАМ и др.) и предприятий-разработчиков отдельных систем и агрегатов самолетов – ТРД, систем управления, навигации, электроснабжения, радиосистем, системы прицеливания и бомбометания, бустеров в приводах СУ, новых образцов стрелково-пушечного вооружения, систем жизнеобеспечения, аварийного спасения экипажа и др.

Создание самолетов «М-4» и «ЗМ» продемонстрировало высочайший уровень отечественной авиационной науки, производственные возможности конструкторских бюро и заводов и подтвердило появление в отрасли нового, молодого, сплоченного и уже ставшего опытным коллектива ОКБ-23, способного выполнять самые сложные технические задания.

За создание самолетов «М-4» и «ЗМ» ОКБ-23 в августе 1957 года было награждено Орденом «Ленина»; Генеральному конструктору В.М. Мясищеву присвоено звание Героя Социалистического Труда; основным руководителям и ведущим специалистам ОКБ присуждены Ленинские и Государственные премии. Многие сотрудники ОКБ-23 и Завода № 23 и предприятий-соисполнителей награждены орденами и медалями.

### **Самолет «М-50»**

С 1954 года в проектно-конструкторском отделе ОКБ началась проработка сверхзвукового стратегического бомбардировщика. Непосредственное участие в проектной проработке самолета принимали: Л.Л. Селяков, О.А. Сидоров, Н.И. Егоров, Г.Д. Дермичев.

Постановлениями Правительства в 1954 и 1955 годах ОКБ-23, заводу № 23, НИИ, ОКБ и заводам отрасли была поручена разработка и создание сверхзвукового, стратегического бомбардировщика с ТРД главного конструктора П.Ф. Зубца. Самолет должен был выполнять функции бомбардировщика, а также самолета-носителя самолетов-снарядов. Должна была быть обеспечена возможность дозаправки самолета топливом в полете.

В проектно-конструкторском комплексе ОКБ, совместно с организациями-соисполнителями, были исследованы различные варианты компоновочных схем самолета, включая составные самолеты и самолеты-носители и др.

В результате проведенных научно-исследовательских работ в качестве основного варианта принята нормальная схема самолета с тонким треугольным крылом, стреловидным оперением и четырьмя ТРД М16-17 Главного конструктора

тора П.Ф. Зубца. Двигатели располагались на пилонах и концах крыла. На самолете использовано шасси велосипедной схемы с «вздыбливаемой» передней стойкой и двумя подкрыльными стойками.

Самолету присвоен шифр «М-50» (Рис. 5). Аналогичных машин в то время не существовало. В США разрабатывался только сверхзвуковой бомбардировщик средней дальности – «В-58» («Хастлер»), который мог только кратковременно лететь при сверхзвуковой скорости на форсажном режиме работы двигателей.

На самолете «М-50» были решены и реализованы следующие перспективные, в том числе и многие оригинальные решения.

- Впервые создан сверхзвуковой стратегический бомбардировщик двухсоттонного класса.

- Максимальная автоматизация управлением самолетом и его системами. В том числе: установлена полностью автоматизированная система самолетовождения и бомбометания; использован автомат продольной устойчивости и центровочный топливный автомат; установлены демпферы крена и рысканья и др.

- Реализованные мероприятия по автоматизации управления самолетом позволили сократить количество членов экипажа до двух, и поэтому существенно облегчить вес конструкции самолета.

- Реализована система автоматического изменения центровки самолета при переходе через скорость звука. Изменение центровки обеспечивалось с помощью перекачки топлива из передних в задние баки и обратно.

- На передней стойке шасси установлена специальная, оригинальная система с инертной массой для демпфирования «шимми».

- Управление самолетом осуществлялась с помощью цельноповоротного горизонтального и вертикального оперения.

- Дистанционное управление аэродинамическими поверхностями осуществлялось с помощью синхронно-следающего привода усилителем. Усилия от силовых агрегатов к управляющим поверхностям передавалось вращающимися валами.

- Топливо заливалось в специально герметизированные топливные отсеки крыла и фюзеляжа.

- В системе электропитания самолета использовались малогабаритные энергоузлы с турбогенераторами. Воздух большого давления поступал на турбины от компрессоров основных ТРД.

- Управление двигателями осуществлялось с помощью дистанционной электрической системы.

- Для нормальной жизнедеятельности и при нештатных и аварийных ситуациях экипаж оснащался высотными скафандрами.

- Внедрена система наддува и вентиляции скафандров экипажа.

- С целью облегчения конструкции использовались крупногабаритные прессованные и фрезерованные панели из материала В-95. В конструкции кабины экипажа использованы титановые профили.

- На самолете предусмотрена установка пассивной системы защиты от средств ПВО.

– Для улучшения взлетно-посадочных характеристик прорабатывалась струйная система управления пограничным слоем крыла и др.

При разработке самолета «М-50» был проведен большой объем лабораторно-стендовых испытаний агрегатов и систем самолета, а также натурных испытаний на летающих лабораториях, в том числе и на самолетах «ЗМ».

Первый полет самолета «М-50» (Рис. 6) выполнили летчики Н.И. Горяинов и А.С. Липко 27 октября 1957 года. При летных испытаниях на самолете были установлены ТРД «ВД-9». Двигатели «М16-17» для обеспечения самолету сверхзвуковой скорости полета не успели поступить.

На первых этапах летных испытаний были подтверждены основные летно-технические характеристики самолета «М-50», кроме максимальной скорости и дальности полета.

На базе самолета «М-50» был разработан и в 1959 году построен сверхзвуковой самолет-носитель самолетов-снарядов «М52». Специально для этого самолета в ОКБ-23 создавалась управляемая крылатая ракета (проект «44»), которая сбрасывалась перед зоной ПРО, преодолевала ее на большой высоте и скорости и выходила на цель в режиме самонаведения.

В 1960 году решением Правительства ОКБ-23 было перепрофилировано на ракетно-космическую тематику. Дальнейшие работы по самолетной тематике в ОКБ-23 были прекращены.

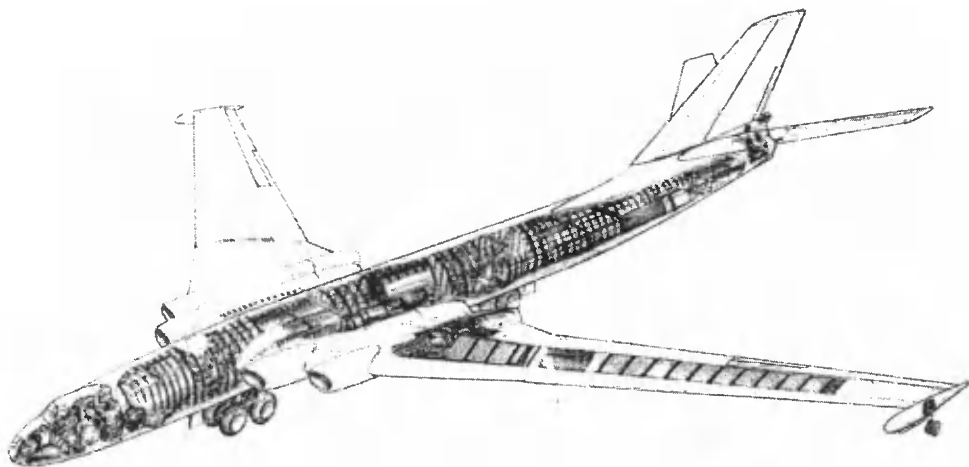


Рис. 1. Компоновочная схема самолета М-4



Рис. 2. Самолет М-4

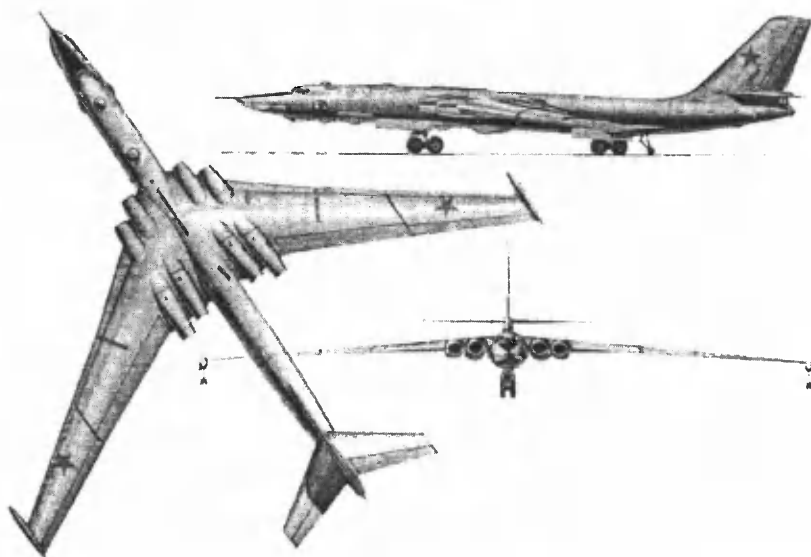


Рис. 3. Общий вид самолета ЗМД



Рис. 4. Самолет ЗМД в полете



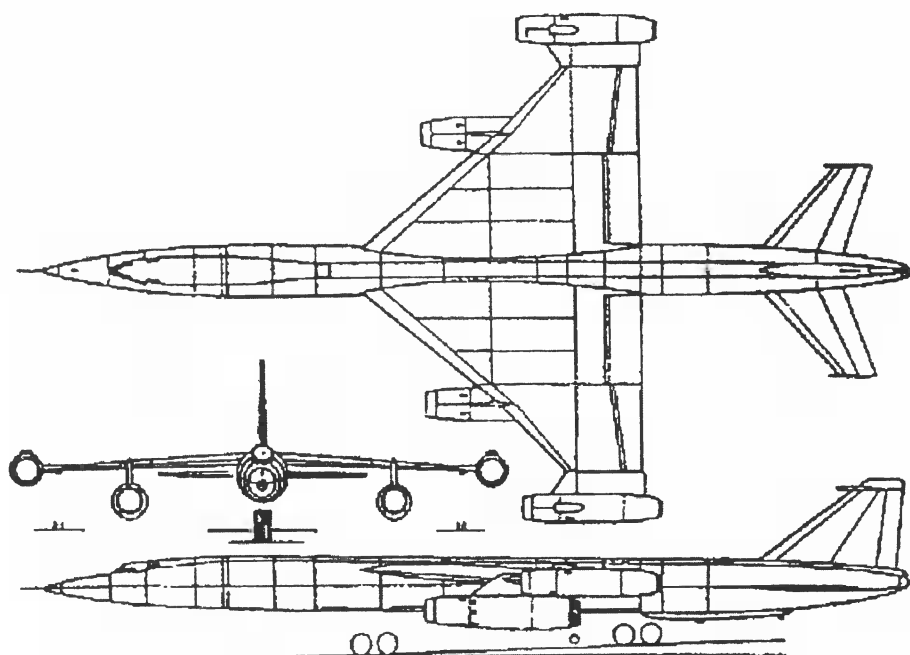


Рис. 5. Общий вид самолета М-50

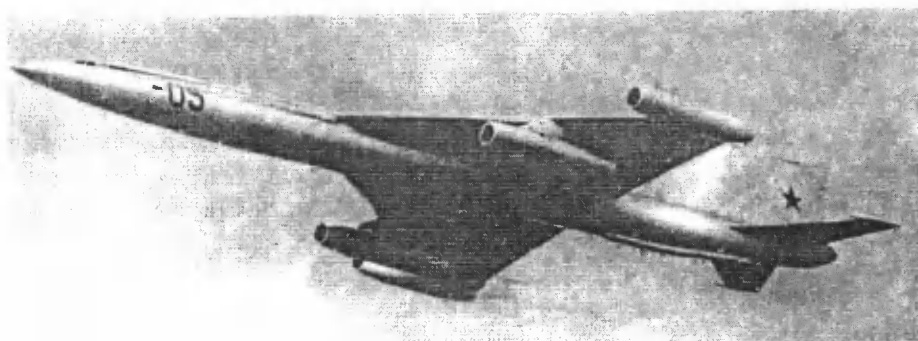


Рис. 6. Самолет М-50 в полете

[illegible]

## Ракетный щит

*К.т.н. Перепелицкий Г.Н.*

В октябре 1960 г., в соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР, ОКБ-23 становится Филиалом №1 Центрального Конструкторского Бюро машиностроения, руководимого Генеральным конструктором В.Н. Челомеем.

Постановлениями ЦК КПСС и Совета Министров СССР, выпущенными в 1961-62 годах, ЦКБМ и организациям - соисполнителям была поручена разработка ракеты УР-200, которая создавалась в следующих основных вариантах:

- ракета-носитель и межконтинентальная баллистическая ракета с наземным пусковым устройством;
- ракета, в шахтной пусковой установке (ШПУ), с двумя вариантами использования, как «глобальная» ракета и межконтинентальная баллистическая ракета с моноблочной головной частью.
- баллистическая ракета для вывода управляемых блоков (УБ) предназначенных для поражения морских целей.

Основными соисполнителями по созданию ракеты и наземного комплекса были определены:

- Филиал №1 ЦКБМ – Головным разработчиком ракетного комплекса и ракеты;
- Завод им. Хруничева – изготовителем ракеты;
- НИИ-885 ГКРЭ – по системе управления;
- ОКБ-154 ГКАТ – по двигательным установкам ступеней ракеты;
- ГСКБ «Спецмаш» – по наземному комплексу обслуживания;
- Филиал №2 ЦКБМ – по наземному технологическому оборудованию и другие смежные организации.

Примерно за 2,5 года разработчиками ракеты и комплекса наземного оборудования (КНО) были выполнены проектно-конструкторские работы, изготовлены агрегаты и системы ракеты для автономных и летных испытаний, проведен полный объем наземной отработки.

УР-200 представляла собой жидкостную двухступенчатую двухкалиберную ракету тандемной схемы. Компоненты топлива для двигательных установок (ДУ) всех ступеней – высококипящие: гептил и азотный тетраксид. Стартовая масса ракеты – 138 т.

С ноября 1963 г. по 1964 г. на полигоне «Байконур» было произведено 9 испытательных пусков ракеты, подтвердивших заданные летно-технические характеристики.

Ракета и комплекс наземного оборудования были разработаны, изготовлены и испытаны в очень короткие сроки, учитывая, что для Филиалов №1, №2, ЗиХ и ОКБ-154 это была принципиально новая, не авиационная тематика.

Опыт авиационных КБ и завода им. Хруничева (в недалеком прошлом крупнейшего в стране авиазавода №23), создававших ракету и комплекс наземного оборудования, позволил внедрить на новом изделии передовые научно-

технические достижения, а также технологические и производственные процессы, в том числе:

- высокоэффективные ЖРД «закрытой схемы» (с дожиганием генераторного газа) на хранимых высококипящих компонентах топлива;
- топливные отсеки изготавливались с использованием вафельных обечаек, корпус головной части (ГЧ) выполнен из неметаллических материалов, были минимизированы объемы сухих отсеков ракеты, что позволило обеспечить высокую весовую отдачу ракеты;
- самая современная на тот период инерциальная система управления (АСУ) с радиокоррекцией.

Разработка головной части из неметаллических материалов была отмечена Государственной премией.

В начале 60-х годов в США началось массовое развертывание твердотопливных МБР «Минитмен-1».

В это время на вооружении Советской Армии находились ракетные комплексы с межконтинентальными баллистическими ракетами Р-7, Р-16 и Р-9. Эти ракетные комплексы не соответствовали требуемому техническому уровню 60-х годов по целому ряду параметров:

- низкая живучесть ракет Р-9 и Р-16, из-за компактного размещения 3-4 ракет в ШПУ вблизи хранилища компонентов ракетного топлива. В случае начала боевых действий, при нанесении превентивного удара, вероятный противник имел возможность поражения одним боевым блоком нескольких ракет. Ракета Р-7 вообще не была защищена, так как стартовала с открытой ПУ;
- большая продолжительность подготовки ракет к пуску, так как требовалась предварительная заправка КРТ;
- данные ракеты были сравнительно тяжелыми, обладали высокой стоимостью и были плохо приспособлены к массовому развертыванию;
- время нахождения ракет на стартовом устройстве в заправленном состоянии было невелико, максимально – до нескольких дней;
- сравнительно невысокой была боевая эффективность ракет из-за низкой точности стрельбы.

Учитывая такое состояние ракетного вооружения страны, Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 30 марта 1963 г. были определены основные пути дальнейшего развития РВСН. В частности, ЦКБМ поручалась разработка универсальной, массовой, малогабаритной МБР – УР-100, с освобождением ЦКБМ от дальнейших работ по ракете УР-200. ОКБ-586 (КБЮ) сосредотачивалась на разработке тяжелой МБР Р-36.

Разработка ракетного комплекса и ракеты УР-100, а также ее дальнейших модификаций осуществлялась Главным разработчиком – Филиалом №1 ЦКБМ и смежными организациями под непосредственным руководством Генерального конструктора В.Н. Челомея.

В разработке ракеты с самого начала участвовали работники опытного производства и завода им. М.В. Хруничева, обеспечивавшие ее соответствие требованиям технологичности и приспособленности к серийному производству.

Основные соисполнители при создании ракетного комплекса с ракетами УР-100:

|                                                                       |                               |
|-----------------------------------------------------------------------|-------------------------------|
| по системе управления<br>(Главный конструктор Пилюгин Н.А.);          | – НИИ-885 ГКРЭ                |
| по ЖРД I-ой ступени<br>(Главный конструктор Косберг С.А.);            | – ОКБ-154 ГКАТ                |
| по ЖРД II-ой ступени<br>(Главный конструктор Изотов С.П.);            | – Завод им. В.Я. Климova ГКАТ |
| по наземному комплексу<br>(Главный конструктор Бармин В.П.);          | – ГСКБ «Спецмаш»              |
| рулевые приводы I-й ступени<br>(Главный конструктор Зверев Н.И.);     | – Завод №279 ГКАТ             |
| рулевые приводы II-й ступени<br>(Главный конструктор Успенский О.В.); | – Завод №118 ГКАТ             |
| по РДТТ системы разделения<br>(Главный конструктор Картуков И.И.);    | – Завод №81 ГКАТ              |
| по ТПК<br>(Главный конструктор Барышев В.М.) и др.                    | – Филиал №2 ЦКБМ              |

При разработке ракетного комплекса и малогабаритной ракеты УР-100 были решены следующие основные научно-технические, эксплуатационные, технологические и экономические задачи.

1. Возможность стрельбы малогабаритной ракетой на межконтинентальную дальность. Это требование было обеспечено оптимизацией траектории выведения с учетом точности стрельбы и вероятности преодоления системы ПРО противника; установкой на I ступени ракеты высокоэффективных ЖРД «закрытой» схемы; созданием корпуса ГЧ минимального веса из неметаллических материалов; реализацией самых перспективных и оригинальных решений, том числе и за счет использования конструктивно-технологических решений, внедренных ранее в конструкции УР-200 и подтвердивших высокую весовую отдачу и надежность. Ввиду того, что температура в ШПУ в разных районах базирования не одинакова и изменяется по времени, впервые в ракетной технике использовалась система насыщения компонентов топлива азотом перед заправкой. Это позволило при нахождении ракеты на дежурстве предельно сузить изменение давления в баках и существенно облегчить конструкцию ракеты.

2. Повышена живучесть ракетного комплекса за счет размещения ШПУ (типа «Одиночный старт»), на удалении друг от друга, которое исключало поражение более чем одной шахты одной головной частью противника. Обеспечена возможность дистанционного контроля технического состояния и пуска ракет комплекса.

3. Предусмотрена максимальная автоматизация предстартовой подготовки и пуска ракет, включая дистанционный ввод полетного задания, с существенным сокращением времени подготовки ракет к пуску.

4. Обеспечена возможность нахождения ракеты в состоянии боевой готовности в течение всего времени пребывания на боевом дежурстве (до семи лет). Эта задача была решена размещением ракеты в транспортно-пусковом контейнере

(ТПК), заполненном осушенным воздухом, и полной ампулизацией топливных емкостей ракеты. Все топливные емкости и магистрали соединялись только с помощью автоматической сварки, полностью исключались любые разъемные соединения. Сварные соединения алюминиевых магистралей топливных емкостей со стальными магистралями двигателей осуществлялись с помощью биметаллических переходников, впервые примененных в ракетной технике. Заправочно-дренажные магистрали ракеты выведены на верхний торец ТПК с двухбарьерной герметизацией. Расстыковка топливных магистралей борт ракеты – ТПК осуществлялась при подъеме ракеты разрушением магистралей с помощью оригинальных «блок-разъемов». Герметичность топливных емкостей ракеты контролировалась датчиками давления и датчиками загазованности сухих отсеков ракеты и ТПК парами КРТ с выдачей аварийных сигналов на КП.

5. Улучшены условия эксплуатации ракет в полевых условиях воинских частей. Это обеспечивалось сборкой ракеты с ТПК в единый агрегат на заводе-изготовителе, включая стыковку в заводских условиях всех магистралей ПГС и электроцепей, как между ступенями, так и между ракетой и ТПК. Соответственно сведены до минимума монтажно-сборочные работы в воинских частях.

6. Осуществлена полная автоматизация периодических проверочно-регламентных работ и предусмотрен непрерывный дистанционный контроль основных параметров ракеты, обеспечивающих ее боеготовность и надежность.

7. Снижены затраты на создание и развертывание ракетного комплекса за счет оптимизации структур позиционного района и ракетных комплексов; уменьшения стартовой массы и габаритов МБР; использования ШПУ упрощенной конструкции, не требующей постоянного обслуживания, и исключения систем термостатирования и кондиционирования.

Межконтинентальная баллистическая ракета УР-100 – жидкостная, однокалберная, двухступенчатая ракета тандемной схемы. Компоненты топлива для ДУ всех ступеней: гептил и азотный тетраоксид. Стартовая масса ракеты – 42,3 т. Длина ракеты – 16,8 м. Максимальный диаметр корпуса – 2 м. Длина ТПК – 19,5 м.

Указанные конструктивно-технологические и эксплуатационные решения, а также схема построения ракетного комплекса были принципиально новыми в отечественном ракетостроении и стали примером для последующих разработок отечественных МБР шахтного базирования. Эти мероприятия, по меткому определению В.Н. Челомея, **«приблизили эксплуатацию ракет с ЖРД к эксплуатации патрона стрелкового оружия»**.

Первоначально ракета УР-100 предназначалась для использования в качестве: МБР наземного базирования, баллистической ракеты подводных лодок, а также в качестве противоракеты в системе ПРО «Таран».

В дальнейшем, в соответствии с решениями Правительства разрабатывался только вариант МБР наземного базирования и его модификации.

Летные испытания ракеты УР-100 и элементов ракетного комплекса, которые проходили с начала 1965 г. по 1966 г., подтвердили соответствие ракеты основным требованиям Заказчика. С 1966 г. началось строительство боевых ракетных комплексов. В июле 1967 г. ракетный комплекс с МБР УР-100 был принят на вооружение Советской Армии.

В 1966–68 годах Филиал № 1 совместно с предприятиями-соисполнителями проводил работы по улучшению основных характеристик ракетных комплексов с ракетами УР-100.

В соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров от 21.07.67 г. разрабатывался модернизированный ракетный комплекс с ракетой УР-100К, который обеспечил:

- повышение боевой эффективности поражения целей при оснащении ракеты моноблочной головной частью большей мощности или кассетированной головной частью с тремя боевыми блоками;
- повышение точности и дальности стрельбы;
- возможность наведения всех трех боевых блоков по одной цели для повышения вероятности преодоления системы ПРО;
- возможность наведения двух боевых блоков по двум отдельно расположенным целям – техническое решение, впервые реализованное на этой ракете;
- повышение боеготовности комплекса и продление срока эксплуатации ракетного комплекса до 10 лет;
- улучшение эксплуатационных характеристик комплекса.

Реализация задач повышения боевой эффективности была обеспечена увеличением заправляемого запаса компонентов топлива I ступени при удлинении топливных емкостей примерно на 1,7 м. При этом стартовая масса ракеты увеличилась примерно на 20%, а выводимая полезная нагрузка более чем на 30%.

Оснащение ракеты новой системой управления разработки НИИ-944 (Главный конструктор Кузнецов В.И.) позволило, в сочетании с уменьшением рассеивания боевых блоков на атмосферном участке, существенно повысить точность стрельбы. Кроме того, применение новой СУ позволило сократить время пуска ракеты из состояния полной боевой готовности, увеличить промежуток времени между регламентными работами и существенно упростить эксплуатацию комплекса.

В составе ракетного комплекса использовалась новая универсальная, наземная система управления, обеспечивающая и дистанционное перенацеливание.

При модернизации полностью сохранялись сооружения ракетных комплексов, основные системы и конструкция самой ракеты (кроме увеличения длины обечаек баков I ступени). Сохранилась и конструкция транспортно-пускового контейнера.

Новая ракета – УР-100К успешно прошла с июля 1969 г. по март 1970 г. летные испытания, которые подтвердили все заявленные характеристики ракеты.

В 1972 году ракетный комплекс с ракетой УР-100К был принят на вооружение. Параллельно с этими работами, в 1968–71 гг. был разработан ракетный комплекс с ракетой УР-100М, являющейся модификацией ракеты УР-100.

На ракете была установлена доработанная система управления, что дало возможность увеличить точность стрельбы, сократить время проведения предстартовой подготовки, ввести возможность дистанционного перенацеливания ракеты. В сочетании с доработанной наземной частью системы управления были улучшены характеристики проверочно-пускового оборудования и других сис-

тем. Была разработана новая облегченная ГЧ с уменьшенным аэродинамическим сопротивлением, что позволило в сочетании с облегчением конструкции ракеты, увеличить дальность стрельбы.

Увеличен с 5 до 10 лет максимальный срок нахождения ракеты в заправленном состоянии в боевой готовности.

Летные испытания модифицированной ракеты начались в ноябре 1971 г.

Ракетный комплекс с ракетой УР-100М был принят на вооружение в октябре 1972 г. В соответствии с Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 19 августа 1970 года филиалом №1 ЦКБМ и предприятиями исполнителями проводилась разработка ракетного комплекса повышенной защищенности с модифицированной ракетой УР-100У.

Основной задачей модификации явилось повышение живучести ракеты, ШПУ, командного пункта ракетного комплекса, а также ракетного комплекса в целом к сейсмическому и радиационному воздействию. Вновь разработан ЦКБТМ унифицированный КП для различных ракетных комплексов шахтного базирования.

Конструкция ракеты УР-100У аналогична ракете УР-100К. С целью уменьшения изгибающих моментов, возникающих при сейсмических воздействиях, на ракете введен дополнительный пояс стыковки ракеты с ТПК.

Повышение защищенности ШПУ проведено за счет усиления конструкции шахты и оголовка без изменения внутреннего диаметра шахты. Защитное устройство ШПУ было выполнено откидывающимся, а не сдвижным, как на недоделанных ШПУ. Шахта была углублена примерно на 4 метра, с резервом на установку в эту шахту в дальнейшем, проектируемой в филиале №1 новой ракеты – УР-100Н.

Система амортизации ракеты внутри ТПК была заменена на амортизированную подвеску ТПК в ШПУ. Амортизаторы имели большой ход и воспринимали как горизонтальные, так и вертикальные нагрузки от сейсмического воздействия. Такая амортизация позволила существенно повысить степень защищенности ракеты при сохранении ее весовой отдачи. При этом удалось сохранить конструкцию и размеры ТПК.

Новую ШПУ, систему амортизации и модифицированный ТПК разработало КБ «Вымпел» (главный конструктор В.М. Барышев). Летные испытания ракетного комплекса проводились с июня 1971 года по январь 1973 года.

В 1974 году ракетный комплекс был принят на вооружение.

К 1974 году ракетные комплексы, созданные филиалом №1 ЦКБМ, ЗИХом и предприятиями-соисполнителями стали самыми массовыми не только в СССР, но и в мире. Группировки с ракетами семейства УР-100 к этому времени насчитывали более 1000 ракет» (из книги М. Перова «Межконтинентальные баллистические ракеты СССР и России», Москва, 1998 г.).

С 1968 года в Филиале №1 проводился анализ перспектив развития ракетных систем следующего поколения. Впервые в стране при выборе проектных параметров стали использовать методы технико-экономического анализа исследуемых вариантов ракетных комплексов с учетом возможных действий вероят-



ного противника. При этом учитывались основные параметры ракетных комплексов, в том числе эффективность комплексов ПРО страны и ПРО вероятного противника, надежность всех комплексов, систем и др. Эти работы проводились, по указанию В.Н. Челомея, при участии сотрудников ЦНИИМаш.

Анализ летных испытаний ракет семейства УР-100, в том числе и комплексов повышенной защищенности, показал возможность увеличения диаметра ракеты при сохранении диаметров ТПК и ШПУ. Это позволило, наряду с увеличением длины ракеты разработать проект принципиально новой модернизированной ракеты с увеличенным более, чем в два раза, стартовым весом. Соответственно, еще в большей степени возросла боевая эффективность ракеты при почти полном сохранении ШПУ ракетного комплекса, а также сооружений и подвижных средств КНО ракетного комплекса и позиционного района. Технико-экономические показатели этой ракеты были повышены в несколько раз по сравнению с ракетами УР-100К и УР-100У.

Предложение было поддержано Генеральным конструктором В.Н. Челомея и легло в основу Постановления ЦК КПСС и СМ СССР от 19 августа 1970 года, в части создания нового ракетного комплекса с ракетами УР-100Н.

Увеличенная энергетика ракеты позволила установить на ракету до шести боевых блоков. В Филиале №1 были впервые в ракетостроении выполнены проработки схемы индивидуального наведения каждого боевого блока по отдельной цели. Схема индивидуального наведения была защищена авторским коллективом Филиала № 1. Возглавлял этот коллектив В.Н. Челомей. В Филиале № 1 прорабатывалось два варианта разведения боевых блоков – с помощью II или дополнительной III – ступенью МБР.

Решением Генерального конструктора Челомея В.Н. разработка III ступени ракеты с системой управления ракетой (автономный блок разведения), работы по технико-экономическому анализу эффективности ракетных систем, а также курирование работ по ракетному комплексу в целом были переданы из Филиала №1 в ЦКБМ (г. Реутов).

Сотрудники Филиала №1 и смежных организаций выполняли работы по I и II ступеням ракеты, продолжая работы по летным испытаниям ракеты и эксплуатации ракетных комплексов. В ракетном комплексе с ракетами УР-100Н были сохранены основные принципиальные решения по построению ракетных комплексов с одиночными ШПУ и конструкции ракеты; обеспечена высокая живучесть комплексов, аналогичная комплексу УР-100У; сохранены принципы, обеспечивающие постоянное нахождение комплексов в состоянии боевой готовности в течение всего срока боевого дежурства (доведенного в дальнейшем до 25 лет) и основные решения существенно упростившие эксплуатацию комплексов УР-100 в воинских подразделениях. Система управления была построена на базе БЦВК. Боевая эффективность ракет легкого класса УР-100Н приблизилась к эффективности тяжелых МБР, сохранив при этом высокую экономичность комплекса.

Летные испытания ракетных комплексов с ракетами УР-100Н проводились в 1973–1974 годах и подтвердили выполнение комплексом всех требований Заказчика.

Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 30.12.1975 года ракетный комплекс с ракетами УР-100Н был принят на вооружение.

В ходе работ по созданию семейства ракет УР-100 и ракетных комплексов с этими ракетами был внедрен целый ряд новых технических решений, некоторые были защищены авторскими свидетельствами. Только сотрудниками Филиала №1 ЦКБМ (ОКБ-23, КБ «Салют» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева) было получено более 700 авторских свидетельств.

В соответствии Постановлением ЦК КПСС и СМ СССР от 16 августа 1976 года разрабатывалась модификация ракетного комплекса с модифицированными ракетами УР-100Н УТТХ (с улучшенными тактико-техническими характеристиками).

Конструкция ракеты УР-100Н УТТХ аналогична ракете УР-100Н. Улучшение характеристик обеспечивалось использованием на ракете новой системы управления и повышением характеристик боевого оснащения ракеты.

Летные испытания комплекса с ракетой УР-100Н УТТХ проводились с октября 1977 года по июнь 1979 года.

В 1980 году РК 15П135 с ракетами УР-100Н УТТХ был принят на вооружение.

На базе первой и второй ступени ракет УР-100Н, снимаемых с боевого дежурства, и разгонного блока «Бриз» разработки КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и смежных предприятий была создана ракета-носитель легкого класса «Рокот». Летные испытания прототипа РН «Рокот» начались в 1990 году. К сентябрю 2005 г. было проведено 9 успешных запусков РН с выводением полезных нагрузок на заданные траектории.

Филиалом №1 ЦКБМ (ОКБ-23, КБ «Салют») совместно с заводом им. М.В. Хруничева и предприятиями соисполнителями под руководством Генерального конструктора В.Н. Челомея за удивительно короткое время – 11 лет (с 1963 по 1974 годы) были разработаны, испытаны, изготовлены и поставлены на вооружение страны принципиально новые ракетные комплексы с пятью типами модифицированных малобаритных ракет легкого класса семейства УР-100.

В середине 70-х годов ракетные комплексы с ракетами семейства УР-100 составляли порядка 65% всего потенциала РВСН, то есть являлись основой ракетного щита страны.

Работы по созданию РК с ракетами семейства УР-100 были отмечены четырьмя Ленинскими и семью Государственными премиями; ведущие специалисты предприятий, создавших ракетные комплексы, награждены орденами и медалями.

В разработке ракетных комплексов с ракетами семейства УР-100 принимали участие следующие сотрудники КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Список, естественно, не полный и составлен с учетом основного профиля работы подразделения:

*Руководство Филиала №1 и ведущие конструкторы по темам:*

Бугайский В.Н., Дьяченко Ю.В., Карраск В.К., Нодельман Я.Б., Полухин Д.А., Рогов К.В., Орочко Д.Ф., Свердлов Е.П., Сизов Е.Г., Хазанович Г.А.

*Сотрудники проектных подразделений:*

Афанасьев А.А., Блохин Г.В., Бочкарев Ю.А., Воскобойникова Г.А., Гнетов Э.П., Дадьян С.С., Дермичев Г.Д., Дубинин Ю.Н., Егоров Н.И., Каменский И.С., Карпов С.М., Киселев Л.Н., Козлов П.Я., Корнилов Ю.П., Короткий Ю.Г., Кормилицын В.Н., Крашенкина Л.Н., Лакицкий В.Н., Леонов Е.В., Лупандин В.И., Марченко Л.В., Меерсон М.Г., Меркушкин В.Г., Минкин Л.З., Музыченко Е.А., Назарова Л.В., Нагавкин В.Ф., Никишова Н.В., Николаев В.М., Никитин А.И., Наумов В.Н., Обрезков Б.П., Осипов Г.Г., Пеструхин А.П., Перепелицкий Г.Н., Пинаев И.Б., Полухина А.И., Рубинштейн Е.В., Семенюк Р.Л., Слепов О.Г., Смирнов П.В., Сморгчова, З.Н., Соколов Б.А., Тарасова Т.С., Феоктистова Н.И., Чебкасов В.А., Шкакина В.Н., Шматкова Л.А., Ушаков В.М., Ягодин Е.И.

*Сотрудники расчетных подразделений:*

Ашерев А.Е., Балабух Л.И., Беларуссов Л.Н., Берхен С.С., Боголюбский В.А., Владимиров А.В., Гинзбург М.С., Головчанский В.П., Годовиков В.В., Гречин В.С., Гринберг М.М., Зданович Ю.К., Добровский Ю.Г., Дьяконова Р.П., Живова Т.М., Ильенко Ю.Г., Кац И.Л., Кислик Л.И., Костенко И.К., Комаров В.Д., Коровой А.И., Крашенкин Е.В., Кулакова К.П., Лукашов С.Г., Мочалин Е.Д., Ободовский Ю.С., Овчинников Б.А., Петраковский С.А., Пилипенко Т.Д., Плохих О.Д., Полуэктов Э.А., Прокофьева М.К., Рогова О.В., Руденко В.А., Сафонов В.В., Севостьянов А.В., Снопковский Н.И., Софронов В.М., Тарасов А.Т., Тарнопольский М.Д., Татаренко Б.М., Турзин А.К., Федоров О.Г., Федорова М.С., Федотов В.А., Хошулина Г.С., Цуриков Ю.А., Чаусский Е.М., Черников Д.С., Шулинский Ю.Т., Шулицкий Р.Н.

*Разработчики двигательных установок:*

Афанасьев А.А., Беляков В.В., Болотин З.Х., Богатырев В.Т., Грошев Ю.Н., Елиссев В.В., Иванов Г.П., Караулов В.В., Кошелев С.Д., Кругерский М.С., Кузюкин М.С., Кузенков В.Е., Казанцев А.А., Лашенков Л.Н., Левин В.Я., Миркин Н.Н., Мелкумов В.С., Наумов Л.С., Некрасов В.Н., Рогов С.В., Самохин В.И., Соловьев А.А., Стрельцов А.И., Широченко В.Д., Шпанько К.С., Щербачев И.Я., Чинарина А.Г., Ясевич В.А.

*Конструкторы:*

Абрамов А.А., Авксентьев Н.Д., Аджан А.П., Басов Г.Н., Богданович В.И., Брайнин К.И., Будников Д.В., Ветлов А.И., Волков Н.Г., Волохин В.М., Воробьева И.А., Востриков И.М., Ганопольский Л.З., Гельфонд С.И., Гирфанов А.Г., Гловацкий Л.А., Горнов В.М., Дмитриев Е.И., Залуцкий С.Л., Захаров А.С., Зеленов О.К., Золотарев И.П., Зорин А.Д., Ивонин Ю.Н., Каганов Л.С., Каменщиков В.Н., Катушкин В.Ю., Коробов Ю.Н., Кошелев А.Д., Кудрявцева М.А., Кулага Е.С., Кузьмин В.Д., Лебедев Г.Я., Македонский А.М., Максимов В.М., Малышева Л.П., Маркман С.М., Матвеев Г.Г., Нестерова М.М., Нестеровский Н.В., Никитин О.Д., Никишин Е.Д., Огарев И.Б., Опарин И.Д., Пелехов А.И., Понкраторова Н.И., Попов К.И., Постоюк Е.И., Рабинович С.Я., Рейтер Г.С., Рунков В.К., Рябовский К.И., Самохин В.И., Холмогоров А.И., Чернявский А.В., Чернышов Н.П., Шишов И.С., Шмалько А.А., Юрьев К.Д., Юшкевич Н.Н., Яковлев В.Б., Яковлев В.В., Яковлев Л.И.

*Разработчики оборудования:*

Ананьев О.В., Голыбин Ю.И., Гусев В.Ф., Дьяконов Ю.Н., Дьяченко Н.А., Карраск З.К., Крючков В.Г., Каретников А.А., Кузьмин А.А., Малышев О.С., Островский С.В., Разинкина И.И., Россенбаули О.Б., Соловьев А.А., Чихляев С.В., Шатхин В.С., Шефов В.С., Родин Р.И., Родина Л.Э., Чистякова Н.Н.

*Сотрудники испытательных и эксплуатационных подразделений:*

Александров С.В., Алехин Э.А., Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Володина Л.Н., Волокитин С.В., Голенченко Н.А., Давлианидзе О.П., Казаков М.С., Кальменев Г.А.Х.,

Калинин О.С., Кензин С.С., Кирюшина Р.М., Киселева Н.А., Колчин Ю.П., Корнеев М.И., Кузнецов В.П., Кудряшев Ю.Н., Лондон В.М., Мадудов Л.И., Майзус В.А., Метельков В.Л., Морозов В.А., Наумов А.Н., Невернов П.С., Никитин О.Д., Орешенко В.М., Павченкова Л.Е., Палло В.В., Русаев А.П., Стекольников П.И., Сычев Р.Л., Тетивкин В.В., Хомяков В.В., Шехоян А.С., Шнырев В., Шомполов В.Д.

*Технологи:*

Генкин А., Кузнецов А.П., Мерекин А.В., Наумов В.К., Пегарев Г.И., Половцев В.А., Проферанцев Ю., Проферанцева В., Стопачинский Б., Счастливый В.А., Юркин Ю.П., Юсуфова З.А., Шачнев И.Я.

*Сотрудники ПЗ:*

Арженников О.И., Болысов В.И., Гаврилин С.А., Ганелин В.М., Головлев И.Д., Гринберг В.И., Енилин А.П., Иванов Н.Н., Коротков Ю.В., Левчук П.И., Мигдалев В.П., Шикин В.А.

И многие, многие другие разработчики.

## **КБ «Салют» и крылатые ракеты**

*К.т.н. Хазанович Г.А.*

В период с 1960 по 1985г. КБ «Салют» входило в состав Центрального конструкторского бюро машиностроения (ЦКБМ – позднее и ныне Научно-производственное объединение машиностроения) на правах филиала.

Одним из направлений разработок ЦКБМ было создание крылатых ракет. В 1976 г. Генеральный конструктор Владимир Николаевич Челомей обратился в правительство с предложением о создании нового типа крылатых ракет стратегического назначения, дальность полета которых позволяла обеспечивать поражение объектов вероятного противника с подвижных стартовых комплексов (подводных и авиационных ракетноносцев) на безопасном удалении от его средств ПРО.

Предложенный в эскизном проекте ракетный комплекс морского базирования представлял собой двухступенчатую ракету, состоящую из стартово-разгонной ступени с ЖРД и маршевой сверхзвуковой крылатой ракеты с ТРД.

На маршевой ступени (МС) был реализован ряд идей, опережавших уровень техники того периода времени и обеспечивавших высокую эффективность применения, а именно:

- цифровая система управления с ориентацией по радиолокационным картам местности,
- радиолокационная невидимость за счет многократного уменьшения отражающей поверхности,
- активное нарушение функционирования радиолокационных станций противника,
- маневр МС перед целью.

Свой вклад в эффективность комплекса вносила и стартово-разгонная ступень (СРС). Ее принципиальное отличие от применявшихся в то время стартовых ступеней крылатых ракет, задачей которых являлось лишь выталкивание

МС из стартового сооружения, состояло в том, что она разгоняла МС до высоких околозвуковых скоростей, чем экономила топливо МС и увеличивала дальность ее полета. Кроме того, применение ЖРД на СРС позволяло максимально использовать объем стартового контейнера, заполнив его баками СРС причудливой формы.

Одним из основных требований к грузам, размещаемым на подводных лодках, является минимизация занимаемого объема. С этой целью на МС были применены складные крылья и оперение, раскрывающиеся после выхода в воздушную среду, а на СРС один из баков размещен перед воздухозаборником двигателя МС со сбросом этого бака после его выработки. Выбор компоновочной схемы СРС с тремя сбрасываемыми баками при ограничениях, вызванных складыванием крыла, был выполнен проектным отделом КБ «Салют» (начальник отдела Г.Д. Дермичев, ведущий конструктор Г.Н. Перепелицкий).

Старт ракеты из подводного положения подводной лодки имеет ряд особенностей, которые необходимо учитывать при разработке, например, внешнее силовое воздействие на прочность конструкции и динамику движения при прохождении подводного участка, запуск ЖРД СРС в условиях внешнего давления водной среды, коррозионное воздействие морской воды и ее паров при хранении, необходимость удаления воды из различных пазух конструкции и др.

В 1976 г. был защищен эскизный проект комплекса, разработанный ЦКБМ. КБ «Салют» (как филиалу) была поручена разработка конструкторской документации на ряд основных элементов МС (крыло и вертикальное оперение с системами раскрытия, центральная часть фюзеляжа, являющаяся топливным баком, воздухозаборник, рулевые приводы системы управления) и полностью СРС с системой ее сброса.

При конструировании СРС и упомянутых элементов МС был разработан ряд принципиально новых конструктивных и технологических решений.

В конструкции крыла использованы титановые лонжероны и сотовые паяные панели, что позволило обеспечить высокие массовые характеристики. Для изготовления паяных панелей технологические службы КБ и завода-изготовителя (ныне именуемого РКЗ) разработали и внедрили принципиально новые технологические процессы изготовления тонкостенных сот и их соединения с обшивкой для получения панелей. Разработка документации, в том числе технологической, была осуществлена при непосредственном участии заместителя Генерального конструктора Я.Б. Нодельмана, начальника комплекса С.М. Маркмана, начальника отдела Е.С. Кулаги, ведущих конструкторов К.Д. Юрьева и С.Я. Рабиновича.

Система раскрытия крыла, к которой предъявлялись весьма жесткие требования по синхронности движения правой и левой консолей, состояла из двух независимых и несвязанных механически между собой телескопических толкателей с пороховым приводом и системы тяг, размещенных внутри лонжеронов, для передачи движения на все складываемые части крыла. Точность и одновременность раскрытия правой и левой консолей обеспечивалась системой газовых каналов и дюз, контролирующих и регулирующих давление в приводах толкателей. Разработка системы и автоматов раскрытия крыла была выполнена непосредственно начальником отдела Л.А. Главацким (ныне начальник комплекса)

и начальником бригады (ныне начальник отдела) В.И. Соиным. О качестве документации свидетельствует тот факт, что стендовые и летные испытания системы раскрытия крыла прошли без замечаний.

Особым изяществом отличалась конструкция автомата раскрытия оперения, который не имел элементов, выступающих за обводы киля ни в сложенном, ни в раскрытом положении (и это при очень тонком профиле киля). Конструкция автомата раскрытия оперения, разработанная ведущим конструктором А.Д. Кошелевым, была настолько оригинальна, что автору пришлось изготовить действующую модель автомата, чтобы убедить руководство в ее реальности. Отработка автомата раскрытия оперения также прошла без замечаний.

С большими трудностями столкнулись компоновщики и конструктора при разработке документации на двигательные отсеки СРС – минимальные располагаемые объемы, необходимость отклонения двигателей в двух плоскостях, воздействие морской среды. Участники разработки с честью решили эти задачи (начальник отдела Л.С. Наумов, инженеры В.Д. Широченко, А.И. Данилов).

Значительный интерес представляла собой пневмогидравлическая схема двигательной установки СРС (разработана под руководством начальника комплекса Н.Н. Миркина) с использованием в ее составе большого количества пиротехнических элементов, разработка которых была выполнена при участии Ю.Н. Коробова.

Для системы управления ракеты начальником отдела Д.А. Будниковым и ведущим конструктором Л.З. Ганопольским были разработаны принципиально новые электрогидравлические сервоприводы для управления элеронами крыла, рулем направления, панелями воздухозаборника и отклонением двигателей, отличавшиеся высокой точностью и удельной мощностью при малых габаритах и массе. Изготавливались эти приводы в опытном производстве КБ «Салют», для чего потребовалось наладить специальную линию высокоточных станков.

Весьма сложным элементом конструкции корпуса МС являлась центральная баковая часть фюзеляжа из-за ее вычурных геометрических форм и размещения внутри бака канала воздухозаборника в сочетании с большими нагрузками. В конструкции этой части фюзеляжа был использован новый высокопрочный алюминиевый сплав, сложность применения которого состояла в его склонности к растрескиванию в местах концентрации напряжений. Это свойство материала предъявило повышенные требования к точности изготовления отсека и требовало разработки новых технологических процессов на заводе-изготовителе. Этот отсек фюзеляжа был спроектирован инженером О.И. Давыдовым (ныне Главный конструктор темы), прочностный расчет был выполнен С.А. Петроковским (ныне зам. Генерального конструктора), в выборе материала активное участие принимали начальники отделов А.А. Воробьев и Е.С. Кулага.

Сложной проблемой для конструкторов КБ «Салют» из-за отсутствия какого-либо опыта являлась защита от воздействия на конструкцию внешней, агрессивной среды (морская вода и ее пары). Так, для конструкции бортовой кабельной сети и ее электроразъемов пришлось разработать принципиально новые герметизирующие элементы (разработчики В.С. Седов, В.Ф. Поздняков, А.И. Фурсов).

Особую сложность представляла необходимость обеспечения коррозионной стойкости баков СРС, стенки которых подвергались коррозионному воздействию как изнутри (окислитель), так и снаружи (морская вода и ее пары). Для решения этой проблемы был проведен большой комплекс натурных и ускоренных испытаний и разработаны меры по повышению стойкости конструкции к коррозионному воздействию и контролю качества изготовления (начальник отдела Е.С. Кулага, начальник бригады А.Г. Гирфанов).

Для обеспечения надежности функционирования разработанных агрегатов был проведен огромный объем отработочных испытаний по всем направлениям (прочность, функционирование, коррозионная стойкость) с максимальным приближением к натурным условиям, что позволило пройти этап летных испытаний практически без замечаний. Объем стеновых испытаний был настолько обширен, что для их проведения помимо стендовой базы КБ «Салют» по инициативе начальника отдела А.В. Альбрехта (ныне заместитель Генерального конструктора) пришлось привлечь стенды ЦКБМ и ЦНИИМаш.

Следует отметить, что многие конструктивные решения, реализованные при разработке конструкторской документации МС и СРС, носили оригинальный характер и были защищены патентами.

Существенный вклад в отработку ракеты внесли подразделения испытательного комплекса (начальник отдела М.С. Казаков) и службы анализа летных испытаний (начальник отдела Н.А. Голенченко). Серьезные трудности возникли при проведении летных испытаний ракеты, так как испытания проводились на новых для служб КБ «Салют» полигонах (в Капустином Яру и под Севастополем). Были введены в строй новые стартовые комплексы, представлявшие собой отсеки подводной лодки, на которых отрабатывался в Капустином Яру старт из надводного положения, а под Севастополем – из подводного положения. На заключительной стадии проводились пуски с натурной подводной лодки в акватории Белого моря.

Комплекс прошел значительный объем летных испытаний, которые подтвердили техническую возможность создания комплексов со стратегической крылатой ракетой дальнего действия. Однако, в ходе испытаний не до конца были решены проблемы с функционированием системы управления и двигательной установки МС. К этому прибавилось принятие международного соглашения о сокращении стратегических наступательных вооружений и ограничение финансирования военно-промышленного комплекса СССР в период его распада, что возможно и было решающим при принятии в 1992 г. правительственного решения о прекращении работ по теме.

К положительным результатам работ по созданию комплекса следует отнести обретение бесценного опыта решения новых технических задач, расширение и укрепление стендовой базы, разработка и внедрение новых технологических процессов, использование ряда решений в дальнейших разработках.

## Проекты самолетов «60», «30» и «60М»

*К.т.н. Перепелицкий Г.Н.*

Постановлением Правительства в августе 1955 г. ОКБ-23 была поручена разработка предварительного проекта сверхзвукового бомбардировщика со специальными двигателями главного конструктора А.М. Люлька. Эта работа была основана на результатах исследований «О возможности создания сверхзвукового пилотируемого самолета с атомным двигателем (ПАС)», проведенных в ЦАГИ, ЛИП АН (впоследствии ИАЭ им. И.В. Курчатова) и ОКБ-165 (главный конструктор А.М. Люлька).

С целью выполнения Постановления, по указанию В.М. Мясищева, в проектном комплексе (начальник комплекса Л.Л. Селяков) для выполнения проектных работ по ПАС (Самолет «60») создается специальная группа «А». Руководителем группы назначается Г.Н. Перепелицкий. На проектантов группы «А» возлагалась и организация работ со всеми смежными предприятиями.

Основными задачами при проектировании самолета «60» являлись:

- выбор основных проектных параметров и компоновочной схемы самолета;
- подтверждение принципиальной возможности создания сверхзвукового, пилотируемого самолета с атомной силовой установкой;
- определение комплекса технических мероприятий, обеспечивающих радиационную безопасность при эксплуатации и обслуживании самолета;
- выбор схемы и параметров радиационной защиты и др.

В 1955–1960 годах в соответствии с Постановлениями Правительства в ОКБ-23 и смежных предприятиях были проведены проработки нескольких вариантов компоновочных схем самолетов с атомными силовыми установками (АСУ) различных типов.

### **Самолет «60» с АСУ с двигателем «открытой схемы» (ОСх) ОКБ-165**

Основной особенностью ПАС как летательного аппарата является практически неизменная масса самолета на всех режимах полета. В связи с этим особенно сложными являются режимы посадки и взлета сверхзвукового самолета с крылом малого удлинения и высокими удельными нагрузками на крыло. При выборе компоновки самолета были проработаны аэродинамические схемы с прямым, стреловидным и треугольным крылом. В качестве исходных материалов использовались проработки ОКБ-23 по проектам самолетов «М50», «М52» и «М56». Проводились исследования по повышению подъемной силы крыла с помощью струйного управления пограничным слоем крыла (УПС).

В двигателе ОСх атмосферный воздух после компрессора нагревается непосредственно в реакторе и после турбины выбрасывается через сопло, создавая тягу.

Для обеспечения приемлемых взлетно-посадочных характеристик, с учетом продувок моделей самолета в ЦАГИ, предпочтительной для самолета «60» была признана схема (Рис. 1) с прямым крылом, Т-образным оперением и боковыми воздухозаборниками. На самолете используется трехстоечное шасси с равнонагруженными стойками; для облегчения взлета самолета используется «вздыбли-



ваемая» тележка передней стойки. Кабина экипажа размещалась в передней части фюзеляжа, сразу за приборным отсеком с радиолокационным оборудованием, средствами связи, системой электропитания и др. Грузовой отсек размещался в средней части фюзеляжа, а четыре автономных атомных двигателя схемы «комомысло» – в хвостовом отсеке фюзеляжа.

### **Самолет «30» с двигателем закрытой схемы**

С июля 1959 года в ОКБ-23 совместно с предприятиями-соисполнителями во исполнение Постановления Правительства началась эскизная проработка сверхзвукового высотного самолета с атомной силовой установкой (АСУ) «закрытой схемы» (ЗСх), заводской шифр – самолет «30».

В АСУ ЗСх в атомном реакторе жидкометаллический теплоноситель нагревается и поступает в теплообменник. Воздух после компрессора поступает в теплообменник, нагревается в нем и после турбины выбрасывается из сопла, создавая тягу.

Для самолета была выбрана компоновочная схема типа «утка» с крылом переменной стреловидности и расположением двигателей в хвостовой части фюзеляжа. Единый для всех двигателей реактор располагался ближе к хвостовой части самолета, за грузовым отсеком.

Самолет «30» – высокоплан, выполненный по схеме «утка», с крылом малого удлинения переменной стреловидности, двухкилевым вертикальным оперением, трехопорным шасси с носовой опорой (Рис. 2).

Атомный реактор с защитой располагался перед двигательным отсеком. Шесть ТРД типа А-5-2 (НК-5) размещались под крылом в хвостовой части фюзеляжа. Грузовой отсек и баки с химическим топливом были расположены вблизи центра тяжести самолета, соответственно в фюзеляже и центроплане.

### **Гидросамолет «60М»**

С сентября 1956 года в соответствии с Постановлением Правительства в ОКБ-23 совместно со смежными организациями началась проектная проработка сверхзвукового гидросамолета с атомным двигателем (проект «60М»). При разработке проекта самолета «60М» использовались результаты исследований, проводимых по самолетам «60», «30» и сверхзвуковому гидросамолету «М-70», разрабатываемому в ОКБ с 1955 года на базе самолета М50.

Гидросамолет «60М» (рис. 3) проектировался со стреловидными крылом и оперением, четырьмя ТРДА ОСх, расположенными в хвостовой части фюзеляжа, и лыжно-крыльевым шасси с двумя поплавковыми лыжами на концах крыла. Подводное крыло, носовая гидрорыча и кормовой демпфер убираются в полете заподлицо с днищем лодки. Прорабатывались и другие компоновочные схемы самолета «60М».

Основные компоновочные решения, обусловленные установкой на самолете АСУ, аналогичны принятым на самолетах «60» «30».

## **Обеспечение радиационной безопасности экипажа самолета, обслуживающего персонала, населения и наземных объектов**

В проектных материалах были проанализированы как штатная эксплуатация пилотируемого атомного самолета, так и случаи возникновения нештатных и особенно аварийных ситуаций. Все работы по тематике этого раздела выполнялись при непосредственном участии специалистов ЛИП АН СССР и лаборатории «В» АН СССР.

Многофункциональная, многослойная защита экипажа самолетов с АСУ прорабатывалась в нескольких вариантах:

- защита только кабины экипажа и приборных отсеков;
- защита только реакторного отсека;
- вариант комбинированной защиты, когда перед реактором самолета «60» с

ДУ ОСх располагается частичная защита, а дополнительно от радиационного излучения защищается кабина экипажа и, при необходимости, приборные отсеки.

Комбинированная защита кабины экипажа самолета «60» оказалась минимальной по весу. Для этого варианта выбиралось оптимальное распределение веса защитных экранов и непосредственной защиты кабины экипажа (рис. 5) и оборудования.

Суммарный вес защиты экипажа самолета «60» доходил до 25 – 30% веса самолета. Однако даже использование такой защиты экипажа самолета «60» не позволило бы проводить непосредственное обслуживание самолета после физического пуска реактора.

На самолете «30» с двигателем «закрытой схемы» радиационная защита экипажа принята комбинированной, состоящей из круговой защиты реактора и дополнительной защиты кабины экипажа (рис. 6). Уменьшение суммарной защиты кабины экипажа позволило облегчить кабину и сохранить обычную схему обзора через лобовое остекление, выполненное из свинцового стекла, и плексигласа.

Безопасность обслуживающего персонала предполагалось обеспечить дистанционными средствами проведения регламентных и ремонтных работ в специальных боксах, защищенных от ударных средств вероятного противника.

Посадку и выход экипажа из кабины самолетов с АСУ предлагалось выполнять с помощью экранированного транспортера или самоходного эксплуатационного дока (для самолета «60М»), либо после отстыковки кабины с экипажем от самолета в специальном стационарном боксе. В аварийных ситуациях экипаж должен был катапультироваться через нижний люк.

Для дезактивации зоны возможного падения фрагментов аварийного самолета на сушу предлагалось использовать специальные дистанционно управляемые скреперы для сбора и захоронения фрагментов самолета и зараженных слоев почвы. (Необходимо напомнить, что указанные проработки были выполнены задолго до Чернобыльской катастрофы).

## **Особенности наземной отработки и летных испытаний ПАС**

В проектных материалах отмечались особенности отработки агрегатов и систем самолета, работающих в условиях высокого уровня радиационного облучения. Это требовало создания новых уникальных стендов и испытательного обо-

рудования, которые позволили бы проводить отработку в условиях близких к натурным.

Для исследования фактического уровня излучения реактором и накопления опыта работы с ПАС предлагалось создать специальные наземные стенды и экспериментальные самолеты – летающие атомные лаборатории (ЛАЛ) на базе самолетов «ЗМ» и «М-50»:

- ЛАЛ на базе самолета «ЗМ» с реактором малой мощности;

- ЛАЛ на базе самолета «М-50» (рис. 4). На экспериментальном самолете «М-50» предлагалось установить в носовой части вместо кабины экипажа опытный атомный двигатель ОСх – ТРД АЛ-7. Кабина летчика с биологической защитой размещалась перед хвостовой частью фюзеляжа. Для обслуживания экспериментального самолета предусматривалось создать специальные средства дистанционного обслуживания, аналогичные штатным системам самолета «б0».

- ЛАЛ на базе самолета «ЗМ». Этот экспериментальный самолет предлагалось создать для отработки вопросов обслуживания и эксплуатации ПАС с двигателем «закрытой схемы». В этом случае один из центральных двигателей самолета «ЗМ» замнялся двигателем «А-5-2» (главный конструктор Н.Д. Кузнецов). Реактор размещался за грузовым отсеком.

В материалах ОКБ-23 был разработан проект летно-испытательной и доводочной базы (ЛИИДБ) самолетов с АСУ.

**В ходе разработок проектных материалов и проведенных испытаний была подтверждена принципиальная возможность создания сверхзвукового самолета с атомной силовой установкой и заданными Постановлениями Правительства летно-техническими характеристиками. Однако было отмечено, что конкретные решения проблем обеспечения радиационной безопасности при создании и эксплуатации такого самолета потребуют существенной перестройки и переоснащения не только наземных служб ВВС, но и изменения существующих, традиционных методов испытаний и отработки как самого самолета с АСУ, так и комплектующих агрегатов и систем.**

В начале 1961 года в связи с переводом ОКБ-23 в соответствии с Постановлением Правительства на новую тематику работы по проектированию сверхзвуковых самолетов с атомной силовой установкой в ОКБ-23 были прекращены.

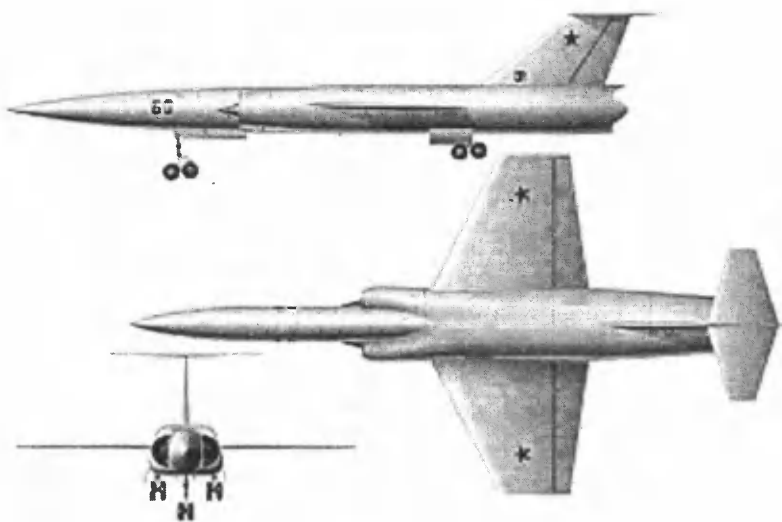


Рис. 1. Общий вид самолета «60»

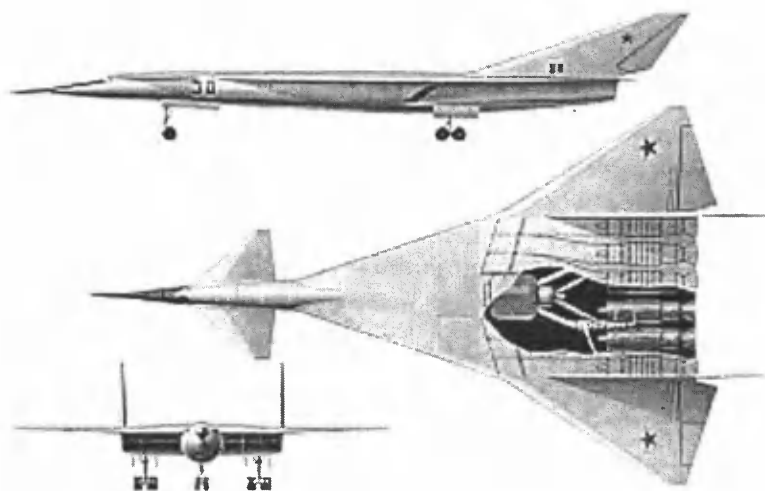


Рис. 2. Общий вид самолета «30»

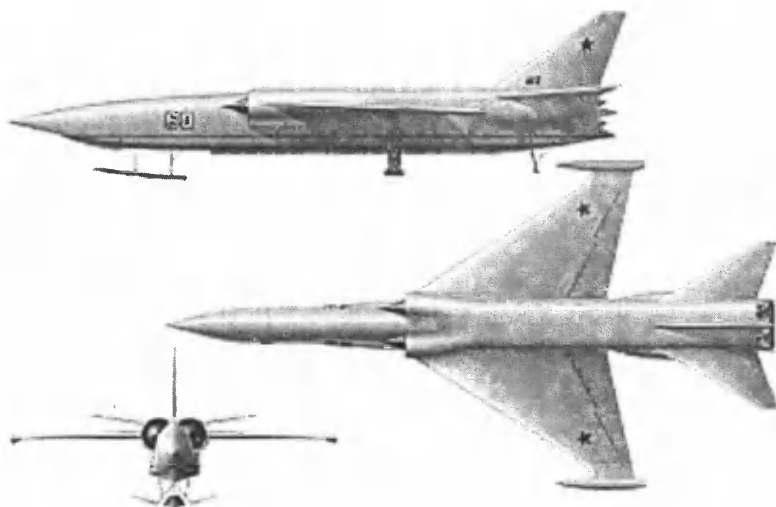


Рис. 3. Вариант гидросамолета «60М»

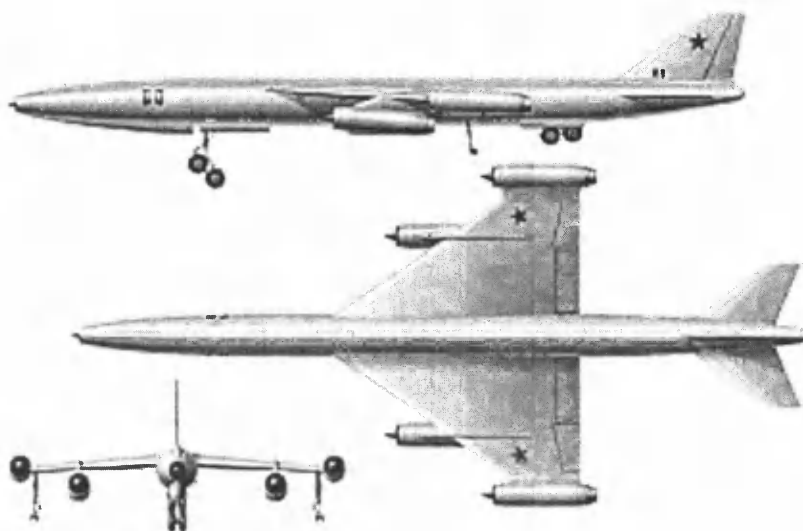


Рис. 4. Проект летающей лаборатории «50-М ЛАЛ»

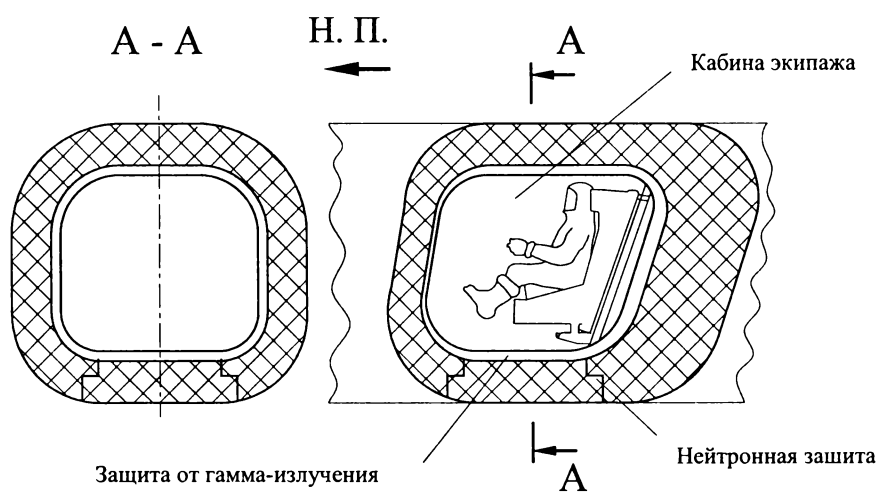


Рис. 5. Схема защиты кабины самолета «60»

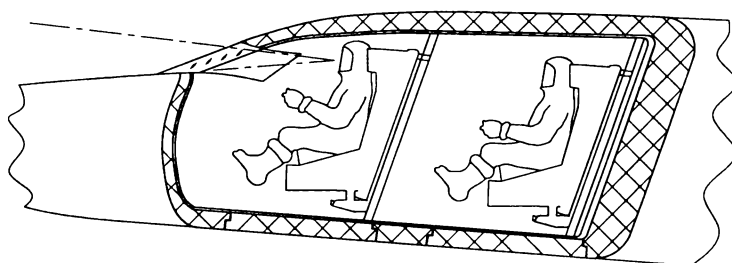


Рис. 6. Схема защиты кабины самолета «30»

## Ампулизация стратегической ракеты УР-100

*Д.т.н. Кулага Е.С.*

Достижения в ракетной технике к концу 50-х годов, с появлением знаменитой королевской ракеты «семерки», стали вполне очевидными. В силу этого ракетно-ядерная составляющая становилась основной в составе ядерного щита страны. Созданные к началу 60-х годов баллистические ракеты первого поколения шахтного базирования находились на дежурстве в не заправленном состоянии в силу большой коррозионной агрессивности использовавшихся тогда компонентов ракетного топлива. Компоненты находились в емкостях рядом с ракетами и перед пуском перекачивались в баки ракеты. Было вполне очевидным, что такая ракета не могла явиться оружием ответного удара.

К этому времени в США на боевое дежурство в шахтах было поставлено 57 тяжелых ракет «Титан» с использованием в них долго хранящихся компонентов ракетного. Одновременно у них проектировалась малая стратегическая ракета «Минитмен» на твердом топливе для массового производства. Поэтому у нас возникла задача создания адекватного ответа в ракетно-ядерном оснащении наших ядерных сил.

Постановлением правительства Челомею было поручено разрабатывать малую ракету УР-100 для массового производства, а Янгелю была поручена разработка тяжелой ракеты 8К67. Обе ракеты разрабатывались для нахождения в шахтах в заправленном состоянии с такими же долго хранящимися компонентами ракетного топлива, топлива амил и гептил. По обеим ракетам в постановлении была записана необходимость разработки Комплексных планов научно-исследовательских и конструкторско-экспериментальных работ, направленных на гарантированное обеспечение дежурства этих ракет в заправленном состоянии в шахтах в течение 7–10 лет. Тогда это называли длительным хранением. Этот план предписывалось утвердить в Комиссии Совета министров по военно-промышленным вопросам. Это была всемогущественная ВПК, руководившая в стране созданием всех видов вооружения для армии.

К тому времени все ракеты «Титан» потекли и загазовали шахты парами ракетного топлива. Проведенные доработки ракеты и шахты не дали положительного результата, и все эти ракеты затем были сняты с эксплуатации. Данное обстоятельство вызвало большую озабоченность в высших кругах. Поэтому вышло второе специальное постановление правительства, в котором еще раз ставилась задача обязательного обеспечения длительного нахождения ракет в шахтах на дежурстве. Для проведения исследований по данному вопросу предписывалось построить для филиала № 1 ОКБ-52 (ныне КБ «Салют») специальную базу в Фаустово для длительных испытаний агрегатов, заправленных компонентами топлива и две натурные шахты для испытаний на длительное хранение одной ракеты по ускоренному режиму, другой в естественных условиях. Кроме того, предписывалось построить на Байконуре экспериментальный штатный ракетный комплекс в составе десяти шахт со штатными ракетами в них для испытаний так же и на длительное хранение. Такое повышенное внимание к ракете УР-100

объясняется тем, что она предназначалась к массовому производству. Их затем было изготовлено и поставлено на дежурство более 1000 штук.

Руководитель филиала № 1 В.Н. Бугайский принял решение о создании на предприятии специального отдела по данной тематике, назвав его отделом длительного хранения, возглавить который поручил автору. Позже отдел получил название отдела ампулизации. Бугайский собственноручно сформулировал тематику и задачи отдела, написав их на листке бумаги, копия текста которой приводится на рис.1. Решение об организации специального отдела позволило методически правильно и комплексно рассмотреть всю проблему длительного хранения, организовать широкий фронт исследований и выдать обоснованное заключение о сроках эксплуатации изделий.

Отделом был разработан предписывавшийся Комплексный план, в который было включено для исследования 216 тем, исполнителями которых являлись, кроме филиала № 1, еще 16 других КБ и НИИ. С целью обеспечения единства в методологии проведения всех исследований, предусмотренных планом, отделом была разработана программная методика и согласована со всеми КБ и НИИ, участвовавшими в работах по данной тематике. Она явилась на ряд лет организующим документом, позволившим получать согласованные результаты работ, проводившихся в различных организациях. Это во многом предопределило общий успех по решению всей проблемы обеспечения длительного хранения ракет УР-100, последующие поколения которых находились безотказно на дежурстве более двух десятков лет вместо задававшихся 7–10 лет.

Все исследования в организации и смежных предприятиях, предусмотренные Комплексным планом, проводились по техническим заданиям, разработанным в этом отделе, состоявшем всего из 16 человек. Такого отдела тогда не было ни в одной организации, как нет его и сейчас в том числе и в нашей организации. В этом отделе защитили кандидатские диссертации Полторанин Г.Я., Загоскин Г.А., Соловьева Р.И., а автором была защищена докторская диссертация. В этих диссертациях сформулированы и изложены разработанные в отделе под руководством автора основы физико-химического подхода в конструировании ракет. В других НИИ и КБ было защищено по данной тематике еще четыре кандидатских диссертации. Результаты проведенных исследований отделом были обобщены в ГОСТе объемом 4 печатных листа, на проведение испытаний по обеспечению долговечности изделий. Отделом было опубликовано 36 статей и получено 19 авторских свидетельств на изобретения. Все это свидетельствует о том, что работы по обеспечению длительного хранения были выполнены на должном научном уровне. Опыт работы этого отдела показал высокую эффективность подобной организации решения крупной инженерно-технической задачи, что полностью подтверждается успешной массовой многолетней эксплуатацией этих ракет. А вместе с тем начало их эксплуатации было далеко не безоблачным.

За первые четыре года эксплуатации потекли 12 ракет и они были сняты с эксплуатации. Для изучения причин потери ими герметичности, а также для выработки мероприятий по исключению подобных случаев и выдачи заключения о надежности находящихся ракет на дежурстве была создана Межведомственная



комиссия из числа специалистов пяти министерств. Автору поручили возглавить столь ответственную по своим задачам данную комиссию. Ее работа облегчалась тем, что все потерявшие герметичность ракеты были изготовлены на Оренбургском заводе. Комиссия установила, что причинами потери герметичности на всех ракетах явилось нарушение ряда технологических режимов при их изготовлении, имевших место только на этом заводе и какие либо конструктивные недостатки на ракете отсутствуют.

Комиссией были разработаны обширные мероприятия и рекомендации направленные на недопущение подобных случаев. Всего было разработано порядка 90 наименований рекомендаций по следующим вопросам: технология сварки – 12 мероприятий, контроль герметичности при сварке – 16, организационные мероприятия – 17, научно-исследовательские работы – 22, эксплуатация в воинских частях – 10, рекомендации по конструкции перспективных ракет – 13. В Минобщесмаше и Минавиапроме были разработаны соответствующие планы по реализации на заводах и КБ рекомендаций Межведомственной комиссии.

После реализации этих рекомендаций ни одна ракета больше не потеряла герметичность за все годы их эксплуатации. А тогда высшие военно-политические круги были весьма обеспокоены сложившейся ситуацией и требовали от комиссии выдать заключение о невозможности эксплуатации этих ракет более пяти лет. Не имея никаких ни научных, ни практических оснований для этого, комиссия никак не могла пойти на выдачу такого заключения, считая, что герметичность ракет обеспечена с высокой степенью надежности, что и подтвердилось многолетней их эксплуатацией.

В числе наиболее важных разработанных мероприятий по организационным вопросам было рекомендовано доработать все сварочные автоматы, имеющиеся на заводах, с целью исключения попадания меди из их медесодержащих элементов в околошовную зону при сварке аустенитных сталей, создать лабораторию рентгеноконтроля в НИИТМ, разработать ОСТы на рентгеноконтроль и осушку изделий перед его проведением, переоснастить технологическое оборудование на Оренбургском заводе по контролю герметичности и другие.

В самом начале своей работы отдел до составления Комплексного плана выдал задание на разработку и проведение испытаний по дополнительной герметизации разъемных соединений топливного тракта. Дело в том, что разъемные соединения не могли обеспечить длительную герметичность в силу происходившей релаксации напряжений в их стягивающих элементах. Получив отрицательный результат в попытках их дополнительной герметизации, отдел выдал заключение, согласно которого в конструкции топливных трактов категорически исключалось применение разъемных соединений и сформулирована необходимость выполнения его в цельносварном варианте. После заправки ракеты топливом, ее баки в этом случае, наддувались, а заправочные горловины надежно герметизировались.

Утвержденное Челомеем такое конструктивное решение стало одной из принципиальных отличительных черт этой ракеты. Конструктивно-технологические мероприятия, обеспечившие выполнение цельносварной конструкции топливных трактов, получило определение внутренней ампулиза-

ц и и. Для ее реализации производству пришлось разработать специальную технологию и переоснастить сварочное производство, разработав многочисленные сварочные автоматы и средства контроля герметичности заключительных сварных швов в составе изделия.

Здесь следует отметить, что при проектировании тяжелой ракеты в КБ «Южное» отказались учесть переданные им полученные в филиале № 1 отрицательные результаты по дополнительной герметизации разъемных соединений. Там пошли по пути использования на этой ракете разъемных соединений и не стали применять цельносварные топливные тракты, не решившись на столь крупное переоснащение производства. Поставленные на дежурство эти ракеты постигла та же участь, что и ракеты «Титан». Все ракеты 8К67 потекли на дежурстве по разъемным соединениям. После безуспешных попыток загерметизировать на ракетах в шахтах текущие разъемные соединения, все ракеты были сняты с эксплуатации и заменены на новые, спроектированные в КБ «Южное» по разработанному в филиале № 1 принципу ампулизации.

Другой отличительной чертой ракеты УР-100 явилось размещение ее в пусковом контейнере. Это, впервые примененное для стратегических ракет шахтного базирования, конструктивное решение позволило надежно защитить ракету от пагубного влияния влажной среды неотапливаемой и невентилируемой шахты. Конструктивно-технологические мероприятия, обеспечившие это конструктивное решение, составили содержание внешней ампулизации ракеты. Применение контейнера решило не только задачу внешней ампулизации, но и позволило подавать на эксплуатацию полностью собранную и подготовленную ракету на заводе для установки в шахту, что, в свою очередь, значительно облегчило ее эксплуатацию.

**В целом под ампулизацией принимается комплекс конструктивно - технологических и эксплуатационных мероприятий, обеспечивающих сохранение работоспособности заправленной топливом ракеты при длительном ее нахождении в невентилируемых и неотапливаемых шахтах.**

Перед составлением Комплексного плана работ по обеспечению длительного хранения в отделе системно были проанализированы все воздействующие внешние и внутренние факторы на ракету и ее элементы при нахождении в шахте и выделены объекты для исследований. Это позволило сформировать структурную модель ракеты, представленную на рис. 2. На основании анализа физико-химических процессов, проходящих на ракете согласно данной структурной модели, исследованию подлежали ряд факторов, излагаемых ниже.

### **1. Внутрибаковые процессы:**

- общие закономерности газонасыщения компонентов топлива в баках;
- методы газонасыщения и дегазации компонентов перед заправкой;
- изменение давления в газовых подушках баков в процессе эксплуатации заправленной ракеты в шахтных пусковых установках, находящихся в различных климатических зонах;
- образование и осаждение механических примесей в компонентах топлива в процессе эксплуатации и их влияние на надежность полета ракеты;
- образование технологических примесей в окислителе и изменение его коррозионной активности;

- коррозионная активность не сливаемых остатков компонентов топлива и возможность хранения, а также транспортирования ракеты с не сливаемыми остатками топлива;

- изменение физико-химических и энергетических свойств компонентов топлива в процессе длительного нахождения в баках ракеты.

## **II. Внутренняя поверхность топливных баков:**

- коррозионная стойкость конструкционных материалов и агрегатов в жидкой и паровой фазах окислителя;

- сорбция и капиллярная конденсация компонентов топлива стенками баков;

- механизм взаимодействия с внутренней поверхностью баков для разработки методов их удаления при полной нейтрализации баков.

## **III. Материал стенки баков и агрегатов топливной системы:**

- диффузионная проницаемость компонентов топлива через металл по границам зерен;

- истечение компонентов через микронеплотности в сварном шве и разработка методов расчета норм герметичности топливного тракта;

- проницаемость компонентов топлива в различных конструктивных элементах;

- ремонтпригодность и разработка методов восстановительного ремонта топливного тракта после слива компонентов;

- ползучесть и длительная прочность материала баков.

## **IV. Наружная поверхность ракеты:**

- сорбция паров компонентов топлива основными конструкционными материалами;

- состояние материалов и агрегатов в загазованной среде парами окислителя;

- газовыделение из материалов и покрытий и их влагопоглощение;

- стойкость неметаллических материалов в сухой среде;

- климатические испытания материалов и агрегатов при повышенной влажности и температуре.

## **V. Газовая среда полости контейнера:**

- фактический состав газовой среды и определение газовых примесей;

- требования к системе контроля загазованности и влажности полости контейнера;

- коррозионная активность и воздействие газового фона на работоспособность датчиков загазованности и влажности;

- разработка методов и средств поглощения примесей в газовом фоне;

- температурно-влажностный режим в контейнере;

- окисление паров компонентов топлива кислородом воздуха и взаимодействие их с влагой воздуха.

## **VI. Стенка контейнера и его гермодиафрагмы:**

- проникновение влаги через уплотнения технологических и эксплуатационных люков и гермодиафрагм;

- коррозионная стойкость материалов наружной поверхности контейнера;

- биостойкость наружной поверхности и гермодиафрагм, их стойкость к воздействию случайно пролитых компонентов при заправке;
- условия конденсации влаги на наружной поверхности контейнера.

## **VII. Воздушная среда шахты:**

- влажностно-температурный режим в полости шахты;
- газовый фон в шахте и состав коррозионно-активных примесей.

Для проведения исследований по вышеуказанной тематике было изготовлено и испытано сотни агрегатов и модельных бачков, тысячи образцов и имитаторов течей в сварных соединениях, несколько натурных сборок блоков баков. Их распределение по тематике и количеству приведено в таблицах на рисунках 3 и 4. С целью сокращения статьи не будем излагать методики проводившихся исследований и испытаний, несмотря на их важность. В отделе было разработано 26 оригинальных методик испытаний образцов, сборок и материалов, которые вошли в ранее упоминавшийся ГОСТ. В силу этого, изложим кратко только результаты основных проведенных исследований.

Анализ температурного режима грунта по глубине в различных климатических зонах показал, что вековая температура грунта не изменяется по глубине, начиная с нескольких метров, и равна климатической температуре грунта данного района и она не окажет существенного влияния на коррозионные процессы на ракете.

Спектральный состав мехпримесей в баках, в основном, постоянный и состоит из солей металлов. Увеличение их количества происходит только в случаях наличия коррозии емкостей. При хранении не происходит коагуляции и укрупнения осевших частиц. Дисперсный состав частиц сохраняется постоянным за все время нахождения компонентов в баках.

При оседании мехпримесей в нижних частях магистралей двигателя ракеты, число частиц более 40 мк увеличивается, но не превышает 1%. Частицы менее 40 мк составляют основную массу мехпримесей – 99% и их количество практически остается постоянным в средней и донной пробе, что свидетельствует об отсутствии полного оседания мехпримесей. Содержание мехпримесей в средней пробе составляет 1–2 гр/т. После осаждения мехпримесей в баках ракеты, первая порция окислителя 17 л, идущая на завязку процесса в двигателе, содержит мехпримесей 0,2 г.

По содержанию суммарного количества мехпримесей, проходящих через двигатель, испытания 4-х двигателей на стенде эквивалентно штатной работе одного двигателя в составе ракеты. Проведенные на стендах и в составе ракеты более 1000 успешных пусков двигателя подтверждают отсутствие влияния мехпримесей на работоспособность двигателей.

При удалении из топливной системы газовой фазы окислителя путем продувки сухим азотом или сухим воздухом, а также при удалении паровой фазы циклами «наддув-сброс» количество технологических примесей в остающейся жидкой фазе увеличивается и зависит от процента удаленного окислителя. При удалении 60% окислителя наблюдается линейная зависимость роста содержания технологических примесей и составляет 0,7%. Удаление до 97–98% продукта

приводит к резкому увеличению технологических примесей, доходящих до 6,6%, что представляет существенное увеличение его коррозионной активности. В случае удаления остатков окислителя из баков ракеты путем продувки сухим воздухом, необходимо избегать перерывов продувки на заключительных ее стадиях, а также хранения ракет с не полностью удаленным небольшим количеством окислителя, так как это будет представлять существенную коррозионную опасность.

Конструкционные материалы топливной системы АМг6, АМг5, АМг3, Х18Н10Т, ЭИ-654, Х17Н2, испытанные с окислителем амил на ускоренном режиме +50 (градусов) С, подверглись коррозии незначительно. Скорость коррозии сплава АМг6, определенная по осадкам в пересчете на металл, составляет не более  $1 \cdot 10^{-5}$  мм/год. При данной температуре и скорости коррозии количество осадков за 10 лет может составить в баке первой ступени порядка 60 гр, а в баке второй ступени порядка 30 гр. Учитывая, что во время эксплуатации ракеты в шахте температура окислителя не превышает 25 градусов, количество осадков будет еще меньше.

Узлы и агрегаты ракеты после коррозионных испытаний в течение 450 суток при температуре 50 градусов сохраняли свою работоспособность кроме пружин блоков разъемов. Разрушение пружин из стали 3Х13 вызвано выявленной склонностью этой стали к коррозионному растрескиванию в окислителе, и материал заменен на 1Х18Н19Т.

Установлено, что введение технологических операций: двухкратной подварки сварного шва, прокатки околошовной зоны, сварки в два прохода, подварки с прокаткой сварного шва не снижают коррозионной стойкости основного материала АМг6 и сварного шва.

Коррозионная стойкость сварных соединений нагартованного сплава АМг6 резко падает после предварительных дополнительных технологических нагревов, что связано с изменением структуры сплава за счет выпадения бета фазы по границам зерен. По результатам испытаний определены критические напряжения, ниже которых коррозионного растрескивания не происходит. Их значение для такого сплава используемого в конструкции после технологического нагрева при 150 градусов с суммарным временем нагрева 10 часов, составляет 23 кг/мм<sup>2</sup>.

Экспериментально установлено, что наличие не снятого проплава сварного шва, являющегося концентратором напряжения, снижает в три раза стойкость сварного шва нагартованного сплава АМг6 к коррозии под напряжением.

Определены пределы длительной прочности и ползучести сплава АМг6 на базе 100 000 часов при комнатной температуре, которые составили:

предел прочности АМг6 – Н – 36–37 кг/мм<sup>2</sup>;

АМг6 – М – 29–30 кг/мм<sup>2</sup>;

предел ползучести при 0,2 % остаточной деформации

АМг6 – Н – 10–11 кг/мм<sup>2</sup>;

АМг6 – М – 7–8 кг/мм<sup>2</sup>.

Проведенными экспериментальными исследованиями с использованием работанных имитаторов натурных течей в сварных швах установлено ряд закономерностей, не подчиняющихся теории истечения жидкости через микрокапилляры. К ним относятся следующие.

Скорость истечения амила и гептила с течением времени убывает. По гептилу остаточное истечение составляет 5% от первоначального. Величина потока истечения имеет существенный разброс от образца к образцу, а для малых течей истечение мало зависит от давления и определяется, в основном, капиллярными силами и испарением компонентов из микроканала.

Величина истечения окислителя существенно зависит от влажности окружающего воздуха на выходе канала. При относительной влажности менее 30% истечение прекращается, и течь закупоривается на 70% образцах. При относительной влажности более 40% истечение имеет тенденцию к возрастанию за счет растравливания канала с наружной стороны. Изменение истечения по гептилу не зависит от влажности окружающего воздуха.

Именно данное обстоятельство послужило основанием для установления предельной величины относительной влажности в контейнере не более 30 %.

При истечении компонентов, когда наблюдается зарастание течей и отсутствует растравливание каналов, можно установить экспериментальные коэффициенты пропорциональности между истечением контрольного газа и компонентов. Они составляют по 10 % смеси гелия, для окислителя  $2 \cdot 10^{-6}$  г/л.мк рт.ст. и по гептилу  $3 \cdot 10^{-7}$  г/л.мк рт.ст.

С использованием данных коэффициентов, разработан экспериментально-статистический метод расчета норм герметичности топливного тракта. На основании его произведен расчет и установлены нормы герметичности топливного тракта в процессе его изготовления. Исследованиями было показано, что при изготовлении топливного тракта с обеспечением рассчитанной степени герметичности, которая находилась на пределе чувствительности гелиевого метода течеискусания, течи компонентов на ракетах не будут появляться, что и подтвердилось массовой их эксплуатацией в течение почти трех десятилетий.

Сформулирована необходимость разработки системы дистанционного контроля загазованности ракет парами компонентов топлива в случае появления течи на ракете. Разработано техническое задание и требования на системы дистанционного контроля герметичности ракет при их нахождении в шахте. Показана возможность использования в качестве чувствительных элементов для датчиков такой системы элементов на основе серебра, окисливающегося при появлении паров окислителя и восстанавливающегося при появлении паров гептила. В этих случаях по изменению их электрических свойств судят о появлении негерметичности на заправленном изделии. Установлена величина необходимой чувствительности таких датчиков, обеспечивающая надежную фиксацию появления негерметичности на изделии.

В процессе этих работ было изучено распределение паров внутри контейнера и было показано, что при имеющихся перепадах температур по высоте изделия, всегда существует развитая конвекция воздушной среды в контейнере, что будет обеспечивать надежную фиксацию момента появления течи в любом месте на ракете.

Изучено влагопоглощение материалов ракеты и на основе этого определена величина необходимой начальной влажности в контейнере при постановке ракеты на дежурство с тем, чтобы за межрегламентный период относительная влажность в контейнере не поднималась выше 30%. Одновременно изучено газовы-

деление из материалов с тем, чтобы выделяющиеся из них пары не приводили к ложному срабатыванию датчиков контроля загазованности и разработаны соответствующие мероприятия.

На основе изучения физико-химической природы взаимодействия молекул компонентов с материалом баков и определения энергии активации такого взаимодействия, разработан эффективный метод нейтрализации баков путем их озонирования. Таковы некоторые полученные результаты из числа многих проведенных исследований.

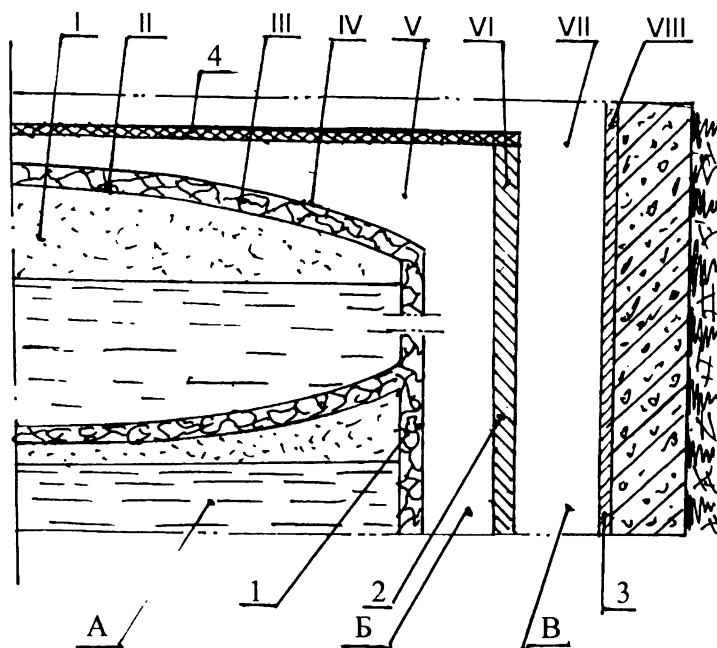
В заключение следует отметить следующее.

Одной из рекомендаций Межведомственной комиссии, из области организационных мероприятий, было выдвинуто предложение снимать ежегодно с эксплуатации ракеты и проводить их дефекацию с целью определения фактического состояния и работоспособности всех ее элементов. Отделом была разработана методология такой дефекации.

Проводящаяся с того времени ежегодная дефекация показывает, что ракеты и все ее элементы полностью сохраняют свою работоспособность. Из этого следует, что все разработанные и реализованные мероприятия по ампулизации ракеты гарантировано обеспечили ей длительное нахождение на дежурстве в заправленном состоянии и тем самым полностью себя оправдали. Значимость этих работ признана недавно присуждением Государственной премии за обеспечение длительной и успешной эксплуатации ракет серии УР-100.

основная задача отдела —  
исследовать и обеспечить  
организацию работы баков  
и систем управления и  
оборудования ракет.  
по обеспечению длительной  
работы ракет в дежурном  
состоянии. В результате  
исследований, значительная  
часть работы обеспечивается  
заключением о гарантии  
работоспособности  
ракет после дефекации  
орено-красноту.

Рис. 1. Автограф В.Н. Бугайского, определившего задачи и назначение  
Отдела длительного хранения



### Элементы конструкции ракеты

*I* – стенка бака; *2* – стенка контейнера; *3* – стенка шахтной пусковой установки; *4* – полимерная гермодиафрагма контейнера

### Внешние и внутренние воздействующие среды

*A* – компоненты в баках; *Б* – газовая среда в контейнере; *В* – воздушная среда в шахте

### Объекты исследования

*I* – внутрибаковые процессы; *II* – границы раздела компонентов и стенки баков; *III* – кристаллическая структура стенки бака; *IV* – наружная поверхность ракеты; *V* – газовая среда полости контейнера; *VI* – стенка и гермодиафрагма контейнера; *VII* – воздушная среда шахты; *VIII* – стенка шахты



# СХЕМА КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ ГАРАНТИЙНЫХ СРОКОВ

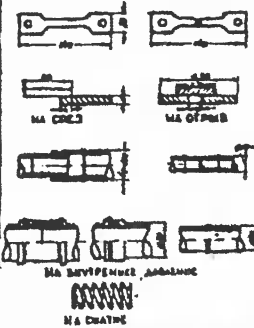
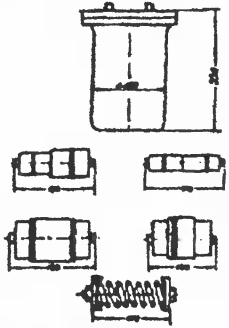
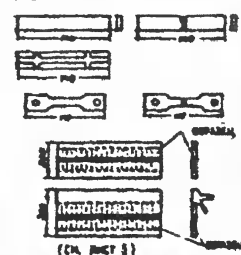
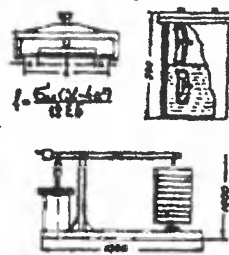
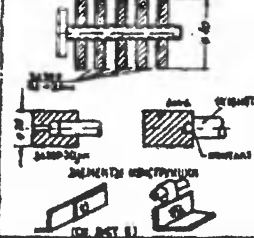
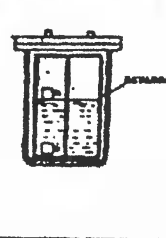
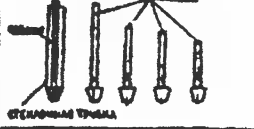
| № п/п | Исследуемые параметры                                                                         | Объект испытаний                                                                                                                                           | Эскиз объекта испытаний                                                             | Методы испытаний установки, приспособления                                           |
|-------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| 1     | СКОРОСТЬ ОБЩЕЙ КОРРОЗИИ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ПРОДУКТАХ (300 образцов)                 | <b>ЛАБОРАТОРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ</b><br>Основной материал                                                                                                         |    | ВЕСОВОЙ,<br>РЕЗИСТОМЕТРИЧЕСКИЙ МЕТОДЫ                                                |
| 2     | КОРРОЗИОННАЯ СТОЙКОСТЬ, НАЛИЧИЕ МНН И ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ (В ПРОДУКТАХ) (245 образцов) | Основной материал<br>СВАРНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ (100 образцов)<br><br>БИМЕТАЛЛЫ (80 образцов)<br><br>ЗАКОЧЕВАННЫЕ СТЫКИ ТРИКОПРОВОДОВ<br><br>ПРУЖИНЫ (35 образцов) |    |    |
| 3     | КОРРОЗИЯ ПОД НАПРЯЖЕНИЕМ (250 образцов)                                                       | Основной материал<br>СВАРНЫЕ СОЕДИНЕНИЯ                                                                                                                    |   |   |
| 4     | ЩЕЛЕВАЯ И КОНТАКТНАЯ КОРРОЗИЯ (120 образцов)                                                  | Основной материал<br>и конструктивные элементы<br>с применением технологических процессов гидропрессовки и сшивки                                          |  |  |
| 5     | ОСАДКООБРАЗОВАНИЕ В ПРОДУКТЕ „В“ (30 образцов)                                                | Основной материал (100 образцов)                                                                                                                           |  |  |

Рис. 3

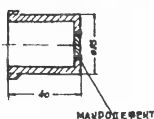
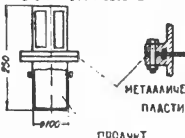
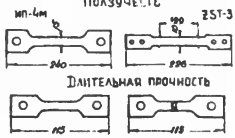
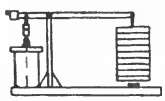
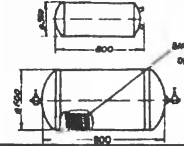
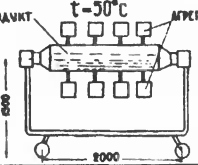
|    |                                                                                                                             |                                                                                           |                                                                                                                                          |                                                                                                                                        |
|----|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 6  | ПРОНИЦАЕМОСТЬ<br>ПРОДУКТОВ „Д“ ЧЕРЕЗ<br>МАКРОДЕФЕКТЫ В СВАРНЫХ<br>СОЕДИНЕНИЯХ<br>( 500 ОБРАЗЦОВ )                           | СВАРНЫЕ<br>СОЕДИНЕНИЯ<br>С ТЕЧАМИ<br>$1 \cdot 10^{-2} + 1 \cdot 10^{-4}$                  | СПЛАВЫ АМГ 6 И Х18Н9Т<br>                               | МЕТОДОМ ОТБОРА ПРОБ<br>ВЕНТИЛЬ<br>МАКРОДЕФЕКТ<br>ПРОДУКТ<br>ВОЗДУХ                                                                     |
| 7  | ПРОНИЦАЕМОСТЬ<br>ПРОДУКТОВ „О“ ЧЕРЕЗ<br>МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ<br>МАТЕРИАЛЫ<br>( 25 АМПЛЫ )                                          | ОСНОВНОЙ<br>МАТЕРИАЛ<br>И СВАРНЫЕ<br>СОЕДИНЕНИЯ                                           | СПЛАВ АМГ 6<br>                                         | В ЗАМКНУТОМ ОБЪЕМЕ<br>                                |
| 8  | ПОЛУЧЕСТЬ И ДЛИТЕЛЬ-<br>НАЯ КОРРОЗИОННАЯ ПРОЧ-<br>НОСТЬ В ВОЗДУШНОЙ СРЕДЕ<br>И В ПРОДУКТЕ „О“<br>( 215 ОБРАЗЦОВ )           | ОСНОВНОЙ<br>МАТЕРИАЛ<br>И СВАРНЫЕ<br>СОЕДИНЕНИЯ<br>СПА АМГ 6                              | ПОЛУЧЕСТЬ<br>ИП-4М<br>ДЛИТЕЛЬНАЯ ПРОЧНОСТЬ<br>25Т-3<br> | МАШИНЫ ИП-4М И ЦСТ-3<br>УСТАНОВКА ДП-Р<br>            |
| 9  | КОРРОЗИОННАЯ<br>СТОЙКОСТЬ, ОСАДКООБРАЗ-<br>ОВАНИЕ, КОНСТРУКТИВНАЯ<br>ПРОЧНОСТЬ, НЕЙТРАЛИЗАЦИЯ<br>( 43 БАЧКИ )               | ОСНОВНОЙ<br>МАТЕРИАЛ<br>И СВАРНЫЕ<br>СОЕДИНЕНИЯ<br>СПА АМГ 6                              |                                                         | В БОРСЕ<br>$t = 50^{\circ}\text{C}$                                                                                                    |
| 10 | КОРРОЗИОННАЯ СТОЙ-<br>КОСТЬ И РАБОТОСПОСОБ-<br>НОСТЬ В ПАРАХ<br>„О“ И „Г“<br>( 400 ОБРАЗЦОВ, 50 АГРЕГАТОВ )                 | МАТЕРИАЛЫ<br>ЭЛЕМ. КОНСТРУКЦИИ<br>АГРЕГАТОВ                                               |                                                         | В КАМЕРЕ<br>$t = 20^{\circ}\text{C}$<br>ОТ 45 ДО 360 СУТ.                                                                              |
| 11 | КОРРОЗИОННАЯ СТОЙКОСТЬ,<br>ГЕРМЕТИЧНОСТЬ И ДЛИ-<br>ТЕЛЬНАЯ РАБОТОСПОСОБНОСТЬ<br>С ПРОДУКТАМИ „Д“ И „Г“<br>( 250 АГРЕГАТОВ ) | <b>СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ</b><br>ПРЕДОХРА. КАПАНЫ<br>МЕМБРАНЫ<br>РАЗЪЕМЫ<br>СИЛФОНЫ<br>И ДР. |                                                                                                                                          | ПРОДУКТ<br>$t = 50^{\circ}\text{C}$<br>АГРЕГАТЫ<br> |
| 12 | КОРРОЗИОННАЯ СТОЙКОСТЬ,<br>ГЕРМЕТИЧНОСТЬ, ОСАДКООБРА-<br>ЗОВАНИЕ И ДЛИТЕЛЬНАЯ<br>РАБОТОСПОСОБНОСТЬ<br>( 4 БАЧКИ )           | БАЧКИ<br>С СЕРИЙНЫМИ<br>АГРЕГАТАМИ                                                        |                                                       | В БОРСЕ<br>$t = 50^{\circ}\text{C}$<br>1 БАЧКА - 180 СУТ.<br>1 БАЧКА - 360 СУТ.<br>2 БАЧКИ - 450 СУТ.                                  |
| 13 | ПРОВЕРКА<br>РАБОТОСПОСОБНОСТИ ВСЕХ<br>СИСТЕМ И ТЕМПЕРАТУРО-<br>ВЛАЖНОСТНОГО РЕЖИМА                                          | СЕРИЙНОЕ<br>ИЗДЕЛИЕ                                                                       | СПЕЦИАЛЬНЫЙ ИСПЫТАТЕЛЬ-<br>НЫЙ КОМПЛЕКС (ЮИЗД)<br>И БАЗА (Ф) (2 ИЗД.)                                                                    | НАТУРНЫЕ УСЛОВИЯ (ЮИЗД)<br>ПРИ $+50^{\circ}$ - 1 ИЗД. - 450 СУТ.<br>ИЗДЕЛИЕ ОБОРУДОВАНО<br>СПЕЦ. СИСТЕМОЙ ИЗМЕРЕНИЙ.                   |

Рис. 4

## «Протон». Страницы биографии

*Дермичев Г.Д.*

16 июля 2005 года исполнилось 40 лет со дня первого пуска нашей «рабочей лошади» «Протон». В день этой знаменательной даты вспоминается весь жизненный путь этой на сегодняшний день самой надежной в мире ракеты-носителя тяжелого класса.

Все началось в 1962 году, когда коллектив КБ «Салют» получил правительственное постановление о разработке ракеты тяжелого класса УР-500 с многоцелевым назначением, включая задачи боевого применения в качестве баллистической ракеты, для которой в начале 1964 года предлагалось рассмотреть даже шахтный тип старта.

Несмотря на уже имевшийся в КБ «Салют» опыт общения с ракетными технологиями в период работы под руководством Генерального конструктора В.М. Мясищева и начала разработки боевой баллистической ракеты УР-200 со стартовым весом 137 тонн уже при Генеральном конструкторе В.Н. Челомее задача создания ракеты с массой, как это первоначально предполагалось, порядка 500 тонн (отсюда и индекс «УР-500») не имела аналогов в отечественной практике.

Американская школа создания тяжелой ракеты-носителя «Saturn IB», которая могла транспортироваться из-за своих габаритов только водным транспортом для российских условий была неприемлема – предназначенный для УР-500 космодром Байконур удален от возможных водных путей доставки.

Единственным путем доставки блоков тяжелой ракеты-носителя на космодром и в места проведения стендовых испытаний в этот период был железнодорожный транспорт, что требовало придания блокам ракеты транспортабельных габаритов. Чем более законченными производством отправляются с завода-изготовителя транспортируемые блоки, тем проще и надежнее их сборка на полигоне.

В начале проектирования попробовали связать в одну «охапку» четыре ракеты УР-200, даже сделали динамически подобную модель такой связки. Результаты испытаний были неутешительными. Попробовали сделать моноблочную схему с предельно допустимым диаметром из условий перевозки железнодорожным транспортом – получалась неприемлемая длина.

Выбранная в результате долгих поисков компоновочная схема 1 ступени с размещением горючего в шести баках, размещаемых вокруг бака окислителя удовлетворила все предъявляемые к УР-500 требования. В состав боковых блоков помимо баков горючего включены ракетные двигатели, что делает эти блоки вполне законченным элементом, не требующим при сборке ракеты сложных и трудоемких работ. Центральный бак окислителя имеет предельно допустимый диаметр 4,1 м из условий железнодорожных габаритов.

Вторая и третья ступени УР-500 выполнены моноблочными с диаметром 4,1 м, в их составе много заимствований соответственно с первой и второй ступеней баллистической ракеты УР-200 – первой предшествующей УР-500 разработ-

ке КБ «Салют». Это и типы двигателей I и II ступени, и вафельная конструкция обечаек баков, и используемые компоненты топлива. Как и на УР-200 предполагалось применить сброс «юбки» хвостового отсека II ступени УР-500. Но на одном из пусков УР-200, предшествовавшем началу полетов УР-500, произошла авария из-за несброса «юбки» и на «Протоне» от этой идеи отказались, «юбка» навсегда записалась в состав основной конструкции II ступени.

При выборе схемы двигательной установки первой ступени были рассмотрены варианты с применением как воронежских двигателей от I ступени УР-200, так и 150-тонного двигателя, разработанного ОКБ В.П. Глушко. Кстати интересно вспомнить, что двигатель В.П. Глушко был разработан в 1961...1964 гг. для сверхтяжелой ракеты Н-1, но главные конструкторы ракеты и двигателя не сошлись во мнении по типу применяемых компонентов топлива. С.П. Королев стоял за применение компонентов кислород-керосин, а В.П. Глушко за самовоспламеняющиеся высококипящие компоненты, которые использовались на УР-500. И прекрасный двигатель с небывалой по тем временам тягой «прописался» на «Протоне».

Все проблемные вопросы проектирования были успешно решены Филевским КБ в заданные сроки, в соответствии с Постановлением правительства эскизный проект ракеты УР-500 был выполнен в 1963 году. Началось изготовление ракеты на заводе имени М.В. Хруничева.

Однако летом 1965 года вышло новое Постановление, где уточнялось назначение ракеты-носителя, в частности снималась задача создания сверхмощной баллистической ракеты. Проект и соответственно рабочую документацию пришлось дорабатывать. Эти изменения потребовали существенных изменений III ступени, включая изменение формы топливных баков, что потребовало изменения производственной оснастки.

В этот же период создалось крайне напряженное положение в производстве баков диаметра 4,1 м, для которых в первоначальном проекте предусматривалось применение нового конструкционного материала АЦМ. В зоне сварки со шпангоутами стали проявляться трещины. В этой ситуации было принято решение о переходе на менее прочный, но проверенный материал АМГ-6. И в эксплуатации ракеты появились температурные ограничения, из-за которых и по сей день невозможна длительная стоянка ракеты с заправленными баками при крайних плюсовых значениях температуры.

А тем временем ударными темпами завершалось строительство стартового комплекса и «узким местом» стали сроки создания доработанной ракеты. И тогда было принято решение начинать летные испытания УР-500 без третьей ступени, а в качестве полезной нагрузки использовать научный спутник для изучения космических частиц сверхвысоких энергий. Спутник назвали «Протоном», впоследствии это название закрепилось и за ракетой УР-500. Всего пусков ракеты УР-500 в двухступенчатом варианте было 4. В отличие от американской тяжелой ракеты «Saturn IB» УР-500 при первом же пуске вынесла на околоземную орбиту полноценный спутник, а не макет с песком.

Вспоминая первый пуск «Протона» следует отметить исключительную напряженность, возникшую в результате отстыковки одного из накопительных со-

единений стартового сооружения от горловины ракеты в момент заправки окислителя, в результате чего окислителем был облит один из боковых блоков I ступени. Первым делом стали выяснять, что там находится и насколько это опасно. На хвостовом отсеке вскрыли люк, куда поочередно подводили одетых в противогазы главных конструкторов агрегатов, находящихся внутри и требовали заключений о возможности пуска. Пуск решили проводить, не откладывая. Вскоре мне в составе экспедиции на месте падения I ступени удалось осмотреть хвостовой отсек облитый окислителем перед стартом. От теплоизоляции внутри отсека почти ничего не осталось, изоляция с электрических проводов осыпалась при легком прикосновении. Задержись Руководитель полета со временем пуска после начала разрушительного действия окислителя, и результаты пуска могли бы стать совсем иными.

С 10 марта 1967 года начались летные испытания «Протона» в основной 3-ступенчатой комплектации, к наименованию ракеты-носителя добавили индекс «К». Первой задачей пусков «Протона-К» была отработка на орбите комплекса для облета Луны, состоявшего из элементов разрабатываемой в то время программы пилотируемой экспедиции на Луну на сверхтяжелой ракете Н-1, разработанной в КБ С.П. Королева.

Пробивался «Протон-К» к всеобщему признанию с большими трудностями, решением о его использовании в программе отработки лунного комплекса мы во многом обязаны поддержке М.В. Келдыша – президента АН СССР, который обладал высочайшим талантом пробивания нужных технических решений.

После серии неудач как по «Протону-К», так и по разгонному блоку «Д» и по космическому аппарату в сентябре 1969 г. лунный зонд облетел вокруг Луны и благополучно вернулся на Землю.

Неудачи в период 1967...1969 гг., а их было немало – 6 аварий ракеты-носителя из общего числа пусков 19 (т.е. почти  $\frac{1}{3}$  пусков завершилась неудачей !) происходили по вине двигательных установок. В процессе летных испытаний отработывался способ запуска двигателей II и III ступеней, а с целью визуального наблюдения за моментом запуска двигателей II ступени трижды организовывались полеты самолетов. Мне довелось участвовать в этих полетах, особенное впечатление произвело первое наблюдение. Пуск совершался днем, АН-10 летел на высоте около 11 км, а разделение ступеней происходит на высоте около 40 км, никаких атмосферных помех в этих условиях нет, в бинокль все видно прекрасно. В момент запуска двигателей II ступени «Протона-К» происходил опережающий выброс окислителя, что на этих высотах приводило к образованию бурого облака с диаметром большим, чем общая длина ракеты. Далее это облако начинало подсвечиваться изнутри – полное впечатление, что произошел взрыв и все кончено. Спустя несколько секунд из этого облака с разных сторон появлялись уже разделенные ступени ракеты. Забыть это зрелище невозможно, хотя практической пользы от этих наблюдений не было. Привожу эти воспоминания лишь для того, чтобы показать напряженность этого периода летных испытаний «Протона-К».

Единственный раз за все время эксплуатации «Протонов-К» состоялся пуск не с конкретной целевой полезной нагрузкой, а с весовым макетом головной части, в августе 1970 года этот макет был запущен по баллистической траекто-

рии в район Тихого океана. Чтобы избежать статиспытаний этого макета он был сделан с огромным запасом прочности.

Описываю этот период эксплуатации «Протона-К», чтобы не создалось впечатление, что эта ракета-носитель стала самой надежной в мире без приложения огромных усилий со стороны ее разработчиков и производителей.

Предыдущий опыт создания боевых баллистических ракет, когда испытания велись в основном при натурных пусках, в ходе которых выявлялись и устранялись замечания, причем число этих испытательных пусков исчислялось десятками для «Протона-К», имеющего стартовую массу около 700 тонн, такой опыт не подходил и при создании этого носителя тяжелого класса, упор был сделан на максимально возможную полноту наземной отработки. При создании «Протона-К» был проведен огромный объем наземной отработки всех его элементов с использованием различных моделей, стендовых изделий и макетов в натуральную величину. Но к сожалению не все можно отработать на земле, к тому же сроки, отпущенные на создание этой ракеты, были очень жесткими.

В период с 1970 по 1979 гг. было совершено 56 пусков «Протона-К», шесть из них были неудачными, причины аварий устанавливались однозначно, после чего разрабатывались мероприятия по устранению дефектов. Летом 1978 года «Протон-К» был принят его заказчиком – Министерством обороны.

Впечатляет перечень космических аппаратов, вынесенных «Протоном-К» на различные орбиты. Перечислю наиболее известные.

Особенно следует остановиться на роли «Протона-К» при запуске орбитальных станций и тяжелых модулей.

Работы по созданию первой орбитальной станции начались в 1970 году, для нее был заимствован изготовленный заводом имени М.В. Хруничева корпус орбитальной станции «Алмаз», работы по которой в этот период были заторможены. Приборное оборудование и солнечные батареи в основном заимствовались с корабля «Союз». Сроки работ были бешеными, ряд технических решений принимался на «лету». Готовился к запуску первой орбитальной станции и «Протон-К».

Все предыдущие запуски «Протонов-К» в его штатном трехступенчатом исполнении за исключением двух (научный спутник «Протон-4», запущенный в 1968 г. и уже упомянутый выше весовой макет, запущенный в 1970 г.) летал с полезными нагрузками, в состав которых входил разгонный блок «Д», в него направлялось около 14 тонн кислорода уже тогда, когда ракета стояла на пусковом столе. Другое дело орбитальная станция, ее вес при стыковке к ракете-носителю (а это происходит в горизонтальном положении) составляет более 20 тонн! На такую нагрузку «Протон-К» был рассчитан, но деформации при этом видимо не рассчитывались. Достаточно драматичным оказался момент, когда после подстыковки орбитальной станции стали опускать ложементы, на которых эта станция была подведена к ракете, нос ракеты со станцией стал угрожающе опускаться, что было очень хорошо видно по искривлению корпуса ракеты относительно четкой линии бордюра на стене монтажного корпуса. Кроме того на обшивке приборного отсека появились угрожающие волны. Стали искать прочнистов. Но пока искали, обнаружили, что между ложементами и корпусом станции уже

появились зазоры, т.е. ракета восприняла всю нагрузку. Все облегченно вздохнули.

Запуск первой отечественной орбитальной станции успешно состоялся 19 апреля 1971 года.

В июле 1972 г. была попытка запуска второй орбитальной станции аналогичной конструкции, но полет «Протона-К» прервался на участке работы его II ступени.

Обломки орбитальной станции были разбросаны на территории Казахстана. Причина аварии – замыкание контактов в одном из блоков системы управления ракетой, где платы с электрическими контактами закреплялись на крышке герметичного приборного корпуса. А с подъемом на высоту из-за уменьшения наружного давления происходит деформация крышки корпуса, что и вызвало перемещение плат и замыкание находящихся на них контактов. Деформация корпусов приборов с подъемом на высоту была известна еще со времени работы по самолетам, там это учитывалось при компоновке приборов, а вот в период работ по ракетной технике забыли оговорить это в техническом задании на ракетную систему управления.

Забегая вперед сразу скажу, что больше никаких неудач при пусках орбитальных станций или их модулей не было.

Однако, напряженные моменты были. Особенно вспоминаются месяцы, предшествующие пуску долговременной станции «Мир», когда начали «подбивать» реальную весовую сводку этой станции. Из-за возросшего веса оборудования и особенно кабелей вес станции получался почти на тонну больше планируемого ранее. Кроме этого из-за того, что кабели на станции сконцентрированы в одной периферийной зоне, положение центра тяжести станции ушло за допустимые пределы по возможностям управления на участке полета третьей ступени. Чтобы поднять энергетические возможности «Протона-К» пришлось идти на крайние меры: не окрашивать ракету (т.е. сэкономить на весе краски, которой на первой ступени более 300 кг), увеличить заправку компонентами ступеней ракеты до почти невозможных значений. А с требованиями по центровке III ступени справились путем уменьшения возмущения от «сбитого» центра тяжести путем отклонения оси маршевого двигателя в сторону реального положения центра тяжести. Для этого под «пятки» рамы двигателя в нужных местах были установлены специальные шайбы.

Всего успешно запущено 6 долговременных орбитальных станций типа «ДОС» (период 1971...1986 гг.), 5 орбитальных станций, созданных по программе «Алмаз» (период 1973...1991 гг.), (все они именовались «Салютами»), 4 транспортных корабля снабжения – прообраза моделей орбитальной станции «Мир» 5 модулей станции «Мир» и 2 модуля международной космической станции МКС – все эти космические аппараты 20-тонного класса. Запуском модуля «Заря» было положено начало создания МКС.

Хочется напомнить, что именно с помощью «Протона-К» были проведены и все основные отечественные исследования Луны, Марса, Венеры и кометы Галлея. Уже при первом пуске «Протона-К» в марте 1967 г. на орбиту был выведен комплекс Л1, естественно в беспилотном варианте, предназначенный для облета Луны экипажем из 2-х человек.

В сентябре 1968 г. был запущен Лунный зонд, совершивший облет Луны и возвратившийся на Землю, аналогичную задачу выполнил «Зонд 7» в августе 1969 г. А в июле 1969 г. на Землю был доставлен лунный грунт. Эта же задача была повторена в 1970, 1971, 1972, 1974 и 1976 гг. А в конце 1970 г. и в январе 1973 г. с помощью «Протона-К» успешно «стартовали» и дали много интересной информации известные «Луноходы».

В июне 1975 года с рекордно малым интервалом между пусками (всего 6 дней !) стартовали с одной и той же пусковой установки 2 «Протона-К» с космическими аппаратами «Венера-75», а в сентябре 1978 года с интервалом 5 дней (правда с разных пусковых установок) был выполнен запуск двух аппаратов для исследования Венеры.

Еще одно исследование Венеры с попутным пролетом мимо кометы Галлея успешно выполнено с помощью двух «Протонов-К», запущенных в декабре 1984 года.

В 1988 году «Протоны-К» вывели два космических аппарата «Фобос-1», предназначенных для посадки на спутник Марса (к сожалению связь с этими аппаратами была потеряна на этапе посадки на спутник Марса Фобос).

Уникальный спутник «Интеграл», разработанный Европейским космическим агентством, имеющий на своем борту гамма и рентгеновский телескопы успешно выведен «Протоном-К» на орбиту с максимальной высотой 153 тыс. км, он функционирует и уже дал много уникальной информации.

Последние два десятилетия основной специализацией «Протонов» является выведение космических аппаратов на геостационарные (для отечественных КА) и геопереходные орбиты (для зарубежных КА). Ракеты «Протон-К» и «Протон-М» являются практически единственным средством для выведения отечественных спутников связи, телевидения и навигации.

С 1996 года «Протон-К» начал использоваться для выведения на орбиты зарубежных спутников на коммерческой основе. Первыми коммерческими спутниками, запущенными в этом году, были «Астра-1F» и «Инмарсат-3», всего же к 40-летию юбилею «Протонами» запущено 39 зарубежных спутников.

«Протон-К» среди отечественных ракет-носителей уникален по малому количеству модификаций, которые он претерпел за все время своей эксплуатации.

В 1976 году по результатам прошедших пусков была накоплена информация по полетным параметрам конструкции и систем, поэтому появилась возможность сократить объем телеметрируемых в полете параметров, в отдельных местах была уменьшена толщина теплоизоляции (с серии «290»). Наиболее серьезной модификацией явилось создание «Протона-М». Необходимость его появления была вызвана в первую очередь устареванием элементной базы электронного оборудования, особенно в составе системы управления. Некоторые элементы системы управления «Протона» и «Протона-К» мало чем отличались от элементов, используемых в первых немецких ракетах. Для изготовления этих элементов требовалось поддержание уникальных производственных участков. Переход к современному типу системы управления на базе бортовых вычислительных машин позволил не только облегчить систему, но и сделать ее более удобной в эксплуатации, уменьшить полетные нагрузки на конструкцию ракеты, умень-



шить невырабатываемые остатки компонентов топлива, что позволило резко улучшить экологические показатели при эксплуатации.

«Протон-М» совершил свой первый полет 7 апреля 2001 года и к июлю 2005 года совершил 8 успешных полетов. Во всех пусках в составе ракеты-носителя использовался высоконадежный разгонный блок «Бриз-М», заменивший ранее используемые в составе «Протон-К» разгонные блоки типа «Д» и «ДМ».

С целью улучшения энергетических характеристик в конструкции «Протон-М» применен ряд новых материалов, включая применение углепластика в конструкции сухих отсеков. Энергетические возможности «Протона-М» сравнительно с «Протоном-К» возросли не менее, чем на 10 %. Достигнутая к настоящему времени высокая надежность нашей ракеты-носителя наряду с высокой энергетикой делает ее сегодня весьма привлекательной как в планах развития отечественных космических программ, так и для выполнения коммерческих запусков. С начала 21 столетия «Протоны» совершили уже более 40 запусков космических аппаратов различного назначения, все пуски успешные.

Вопреки прогнозам, которые несколько лет назад предрекали постепенный уход «Протонов» на «пенсию» к 2005 году, они пока твердо остаются весьма востребованными средствами выведения отечественной космической техники и пока единственными представителями средств выведения космических аппаратов тяжелого класса.

## **Эстафету от «Протона» принимает «Ангара»**

*Юрий Бахвалов,*

первый заместитель Генерального конструктора ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева, начальник КБ «Салют»

*Сергей Петроковский,*

заместитель Генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

*Игорь Радугин,*

начальник комплекса ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

*Геннадий Дермичев,*

заместитель руководителя направления ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Еще в конце 1993 г. постановлением Правительства РФ было одобрено включение в состав долгосрочной космической программы проекта создания нового космического ракетного комплекса (КРК) с ракетой-носителем (РН) тяжелого класса.

Пуски такой ракеты должны были вестись с космодрома, расположенного на территории РФ, что практически однозначно предопределило задействование для этих целей космодрома Плесецк. Другим важным требованием к новому ракетному комплексу явилось использование на РН экологически чистых компонентов ракетного топлива.

Выбор головного разработчика КРК предлагалось провести на конкурсной основе. В нем, кроме ГЕНПЦ им. М.В. Хруничева, принимали участие РКК «Энергия» и ГРЦ КБмаш им. Макеева.

По результатам рассмотрения представленных на конкурс проектов межведомственная комиссия Совета безопасности РФ отдала предпочтение предложениям ГЕНПЦ им. М.В. Хруничева. В январе 1995 г. вышел указ Президента РФ о развертывании работ по новому КРК, получившему наименование «Ангара».

Следует отметить, что с начала проектирования КРК «Ангара» была поставлена задача использовать задел по строительству стартового комплекса для РН «Зенит» на космодроме Плесецк, что обусловило ряд ограничений на облик вновь проектируемой ракеты. Естественно, что выбор основных решений по РН тяжелого класса в значительной мере определялся существующим заделом по мощным отечественным ракетным двигателям, поскольку они во многом определяют как сроки создания ракеты в целом, так и ее экономические характеристики.

Основные требования к КРК «Ангара» были сформулированы летом 1996 г.

Проектирование «Ангара» проходило в условиях сложившейся в стране в то время сложной экономической обстановки. Недофинансирование разработки КРК со стороны государственных заказчиков вынуждало ГЕНПЦ им. М.В. Хруничева вкладывать в проект «Ангара» часть собственных средств, полученных от коммерческой эксплуатации ракеты «Протон».

Одним из решений, принятых уже в ходе разработки технического проекта «Ангара», было изменение первоначально предложенной компоновочной схемы ракеты в моноблочном исполнении на схему модульного построения первой ступени РН тяжелого класса. В составе первой ступени этой ракеты было предложено использовать несколько однотипных ракетных блоков, основу которых составляет универсальный ракетный модуль (УРМ), включающий в себя топливные баки, сухие отсеки, маршевый двигатель с обеспечивающей его работу пневмогидросистемой, ряд электронных блоков. УРМ является законченной продукцией при изготовлении ракеты.

Вследствие такого решения появилась возможность перенести центр тяжести наземной стендовой отработки на испытания одиночного ракетного блока на основе УРМ, отказавшись от изготовления крупногабаритных многодвигательных стендовых изделий по I ступени.

Дополнительное снижение стоимости создания ракетного комплекса «Ангара» планируется получить и благодаря увеличению серийности изготовления ракетных блоков на основе УРМ.

Не менее важным следствием перехода на применение УРМ явилось получение с минимальными затратами возможности создания ряда РН различной грузоподъемности, комбинируя применение различного числа УРМ в составе первых ступеней ряда РН семейства «Ангара».

В составе ряда ракет, предложенного ГЕНГШ им. М.В. Хруничева, РН легкого класса с одним УРМ в составе I ступени «Ангара 1.1» и «Ангара 1.2», РН среднего класса «Ангара-А3» с двумя однотипными боковыми ракетными блоками и одним центральным в составе II ступени (все на основе УРМ) и, наконец,

РН тяжелого класса «Ангара-А5», где первая ступень состоит из четырех однотипных боковых ракетных блоков, расположенных вокруг, и одного аналогичного центрального блока, используемого в качестве II ступени.

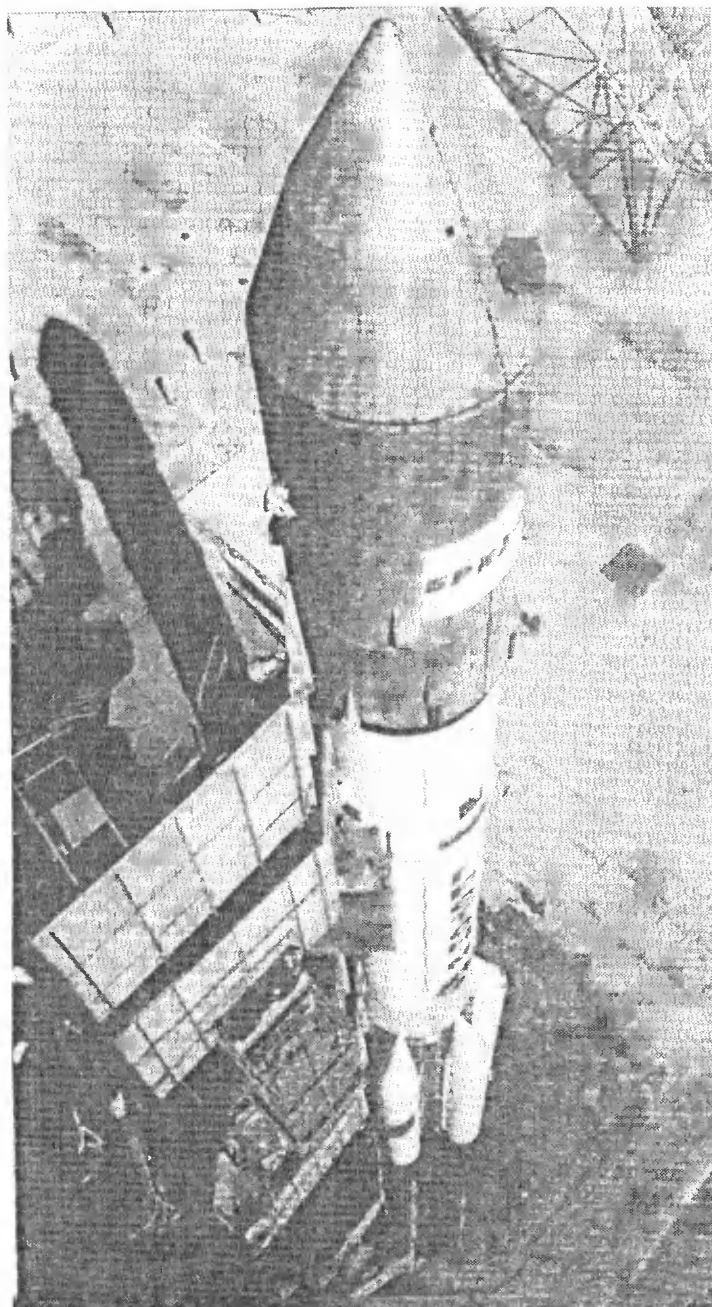


Рис. 1. РН «Протон» на СК космодром Байконур

Энергетические характеристики всех предложенных классов РН семейства «Ангара» отвечают перспективным характеристикам наиболее востребованных федеральных космических аппаратов.

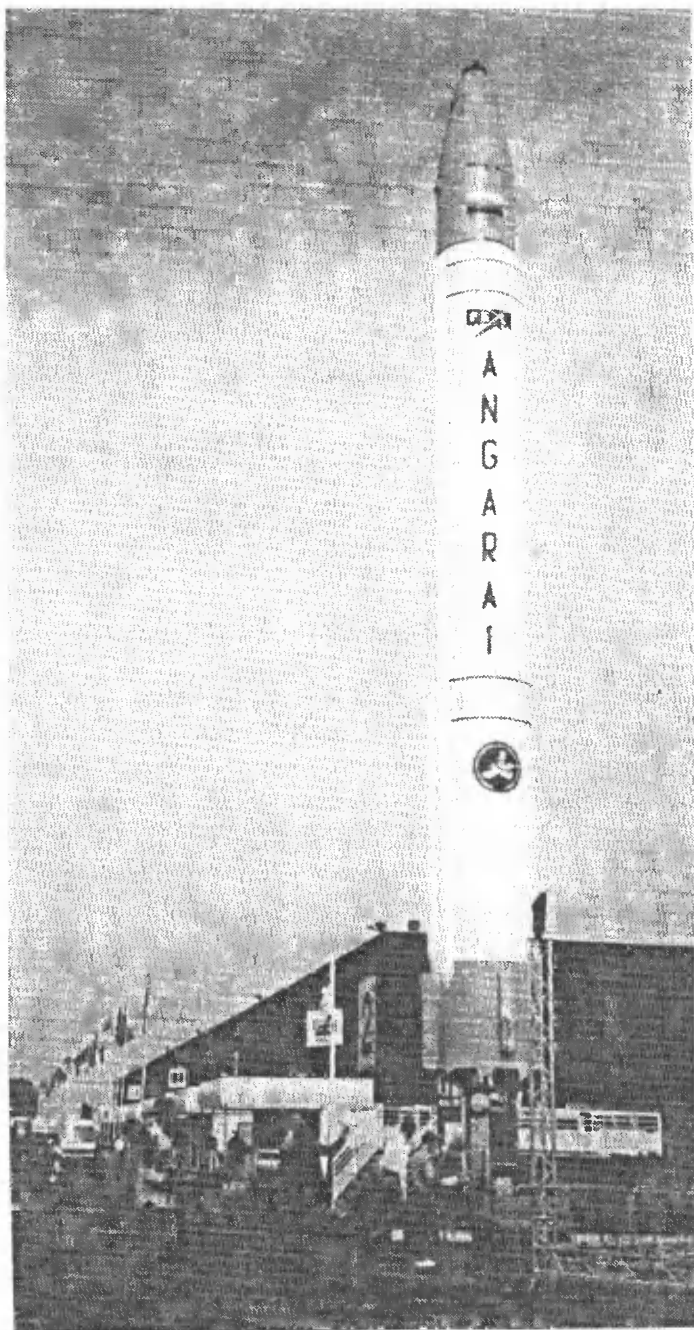


Рис. 2. РН «Ангара» – экспонат авиасалона Ле Бурже

Вторые ступени ракет-носителей «Атиара-А3» и «Ангара-А5», построенные также на базе УРМ, начинают работать с Земли, т.е. одновременно с боковыми блоками, образующими I ступень, но работают значительно дольше, чем блоки I ступени; для получения такой возможности при одинаковой начальной заправке баков УРМ предусмотрено дросселирование двигателя II ступени в полете.

В состав УРМ входит мощный ракетный двигатель, созданный КБ «Энергомаш» на основе находящихся в эксплуатации отечественных двигателей для ракет «Энергия», «Зенит», а также американской ракеты «Атлас 5». Тяга примененного в составе УРМ однокамерного ЖРД составляет на уровне земли 196 т.

В качестве II ступени ракеты «Ангара 1.2» и в качестве III ступени ракет среднего и тяжелого классов применяется унифицированная ступень с одинаковым для всех типов РН кислородно-керосиновым четырехкамерным двигателем общей тягой 30 т, который разрабатывается КБ химавтоматики в том числе и для РН «Союз» новой модификации.

В качестве разгонных блоков, входящих в состав космических головных частей ракет-носителей среднего и тяжелого классов, на первом этапе их эксплуатации планируется применение разгонного блока «Бриз-М» (для ракеты «Протон-М») с последующим переходом к использованию на РН «Ангара-А5» кислородно-водородного разгонного блока, а на ракете среднего класса возможно применение разгонного блока «Фрегат СБ» разработки НПО им. С.А. Лавочкина.

В составе II ступени РН «Ангара 1.1» и космической головной части РН «Ангара 1.2» используется блок с многократным запуском маршевого двигателя и конструкцией, аналогичной находящемуся в эксплуатации разгонного блока в составе конверсионной ракеты Г'КНПЦ им. М.В. Хруничева «Рокот».

Разработку систем управления для всех типов РН семейства «Ангара» выполняет НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина с широким использованием передовых технических решений, реализованных на эксплуатируемых ракетах «Протон М» и «Зенит».

Таким образом, большинство технических решений по ракетам-носителям предлагаемого ряда опирается на имеющийся в отрасли задел и обеспечено производственными возможностями предприятий-изготовителей, что создаст уверенность в успешном решении поставленной задачи.

Разработка технического проекта РН «Ангара» модульной конструкции из унифицированных элементов завершена к середине 2000 г. с последующим выпуском рабочей документации и изготовлением отдельных элементов конструкции, в том числе натурного макета РН «Ангара 1.1», который демонстрировался на Международном аэрокосмическом салоне в Ле Бурже в 1999 г.

Ряд РН «Ангара» с основными характеристиками, входящих в это семейство ракет-носителей, показан на приводимом рисунке.

По состоянию на начало 2006 г. на ракетно-космическом заводе Г'КНПЦ им. М.В. Хруничева ведется изготовление ракетных блоков для РН «Ангара» для проведения лабораторно-стендовой отработки, подготовлено производство летных изделий.

Следует отметить нетрадиционное для отечественной ракетной техники решение по увязке ракет-носителей «Ангара» с общим для всех типов ракет стартовым комплексом.

Построение нижних ступеней на базе УРМ с их заправкой через коммуникации на торце ракетных блоков потребовало размещения заправочных магистралей верхних ступеней и кислородно-водородного разгонного блока на уровнях нахождения этих блоков. Там же размещены и платы электрических коммуникаций. А для обеспечения устойчивости всей ракеты при ветровом воздействии и отсутствии силового удержания за стартовые опоры потребовалось устройство удержания на уровне верхнего шпангоута УРМ нижних ступеней РН.

Все эти соображения обусловили применение стационарной кабель-заправочной башни стартового сооружения, расположенной вблизи корпуса ракеты.

Связи ракеты со стартовым комплексом разрываются уже после начала подъема ракеты. Такое решение позволило сохранить все связи РН с наземным комплексом на случай отмены пуска при обнаружении неполадок даже на начальном этапе запуска маршевых двигателей, что крайне важно для повторной подготовки ракеты к пуску.

Строительство наземного комплекса развернуто на космодроме Плесецк. Кроме того, в течение последних двух лет достигнуто соглашение между Российской Федерацией и Республикой Казахстан о строительстве на космодроме Байконур стартового комплекса, пригодного для эксплуатации РН «Ангара» тяжелого и среднего классов. В этом проекте предусматривается широкое использование сооружений наземного комплекса ракеты «Протон» на космодроме Байконур.

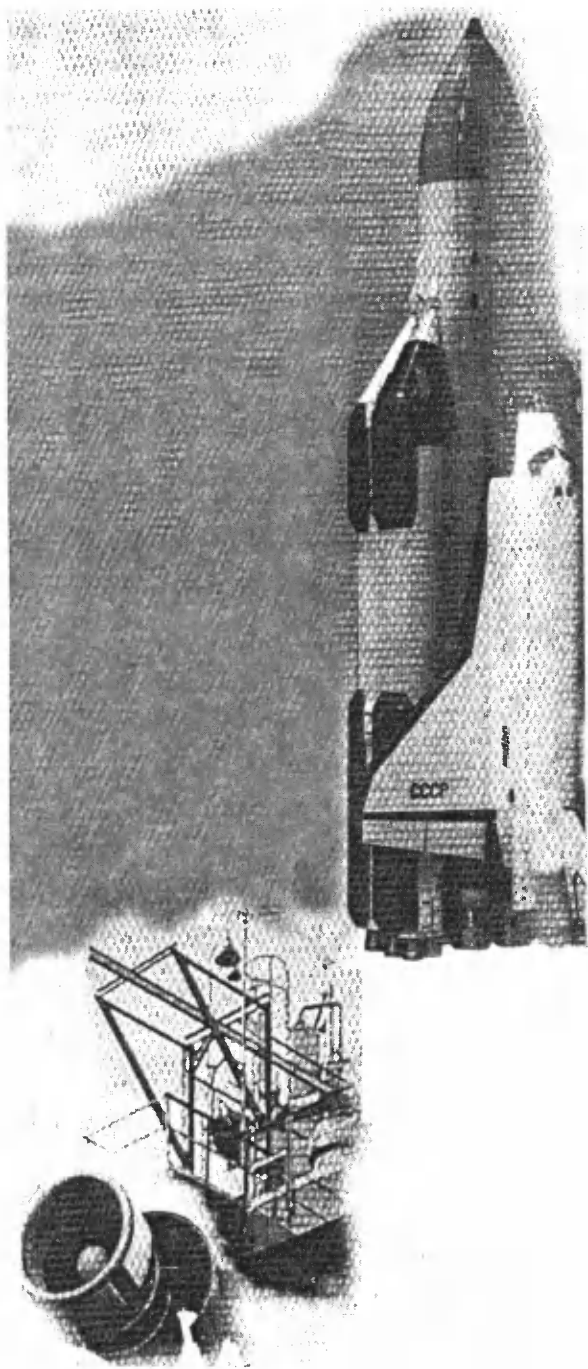
Таковы основные особенности создаваемого в настоящее время ракетного комплекса «Ангара». Естественно возникает вопрос, каких результатов, используя «Ангару», мы добьемся в сравнении с другими отечественными средствами выведения?

Единственным носителем тяжелого класса, эксплуатируемым в настоящее время, является РН «Протон». Ее запуск освоен только с расположенного вне территории России космодрома Байконур. Кроме того, использование «Протона» связано с применением большого объема токсичных компонентов топлива, что вызывает нарекания экологического характера, особенно от общественности районов падения ступеней. Появление нового носителя «Ангара-А5» позволит снять указанные выше проблемы.

Несмотря на более высокоширотное расположение космодрома Плесецк относительно космодрома Байконур, что при выведении космических аппаратов на геопереходные и геостационарные орбиты требует больших энергетических затрат от средств выведения, характеристики РН «Ангара-А5» будут сохранены на уровне достигнутых на РН «Протон-М».

«Ангара-А3» по своим характеристикам превосходит теперь ставшие уже зарубежными носители «Зенит» и «Днепр». Потребности в РН подобной грузоподъемности существуют, в том числе и в связи с разработкой перспективных пилотируемых аппаратов по теме «Клипер».

Ракеты «Ангара» легкого класса будут способны заменить эксплуатируемые ныне комплексы легкого класса на токсичных компонентах («Космос», «Циклон», «Рокот»), производство которых прекращено.



Следует отметить, что блочная конструкция ракет-носителей «Ангара» открывает возможность наращивания энергетических характеристик путем увеличения количества ракетных блоков в составе ступеней РН с большей грузоподъемностью.

Такая потребность может возникнуть при рассмотрении перспективных высокоэнергетических задач типа «Марсианская экспедиция».

Первые пуски ракет «Ангара» ожидаются в 2008 г. К этому времени на международном рынке космических услуг будет существовать несколько типов ракет-носителей среднего и тяжелого классов, разработанных в США, Франции, Японии и Китае. Бурно развивается космическая техника в Индии и Бразилии. Чтобы выжить в конкурентной борьбе на международном рынке космических услуг, потребуются немалые усилия. Однако среди разработчиков нового ракетного комплекса «Ангара» есть полная уверенность, что эстафету от самого надежного в мире носителя тяжелого класса «Протон» «Ангара» примет достойно.

## **К истории создания орбитальной станции «Мир»**

*Каганер В.И., Каменщиков В.Н., Радченко Э.Т., Шавевич С.К.*

Создание долговременной пилотируемой орбитальной станции «Мир» можно отнести к одному из выдающихся достижений человечества в XX веке, опередивших свое время.

Станция «Мир» вобрала в себя самые передовые технические решения, примененные в ракетно-космической отрасли промышленности Советского Союза. Была создана огромная кооперация предприятий с эффективной системой управления.

Первый базовый блок орбитальной станции «Мир» был выведен на околоземную орбиту ракетой-носителем «Протон» 20 февраля 1986 года. Затем, до 1996 года, шла сборка комплекса и 26 апреля 1996 года, когда к станции пристыковался последний из пяти модулей «Природа», станция «Мир» приобрела свой законченный, как это предполагалось проектом, вид. Станция просуществовала на орбите до 23 марта 2001 года.

История создания орбитальных станций началась с середины 60-х годов.

Развитие пилотируемых полетов, наращивание оборонной мощи, необходимость проведения научных исследований привели ракетно-космическую отрасль к строительству орбитальных станций.

К 1965 году проекты орбитальных станций разрабатывались в ЦКБЭМ (Главный конструктор Мишин В.П.) и в ЦКБМ (руководитель Челомей В.Н.). В ЦКБЭМ создавалась долговременная орбитальная станция ДОС и проектирование велось в интересах Академии наук СССР, в ЦКБМ – орбитальный пилотируемый комплекс ОПС «Алмаз» – в интересах Министерства обороны СССР. Естественно, каждый руководитель использовал в своих разработках конструкторские решения на базе своих предшествующих изделий. В ЦКБЭМ – это РН и КА «Союз», в ЦКБМ – РН «Протон».

США в эти годы приступили к проектированию орбитальной станции «Скайлэб» на базе РН «Сатурн-V». Пуск станции «Скайлэб» планировался на начало 70-х годов.

Острая конкуренция в завоевании первенства привела к тому, что усилия двух мощных российских организаций по созданию станции были направлены в одно русло.



К проектированию и изготовлению станции были подключены филиал ЦКБМ КБ «Салют» (руководитель Бугайский В.Н.) и машиностроительный завод им. М.В. Хруничева (директор завода М.И. Рьжих).

Первая орбитальная станция «Салют» (ДОС-1) была выведена на орбиту РН «Протон» 19 апреля 1971 года.

В создании станции приняли участие огромное количество предприятий – разработчиков различных агрегатов и систем.

Облик первой станции «Салют» и последующих станций был определен с учетом заделов как по станции ОПС комплекса «Алмаз» – корпус и средство выведения РН «Протон», так и по КК «Союз» – двигательная установка, приборный состав, управление полетом и средство выведения космических кораблей с экипажем РН «Союз».

Затем, до начала 80-х годов было создано несколько орбитальных станций «Салют».

Во время полетов станций «Салют-6» и «Салют-7» (с 1972 по 1991 гг.) к ним пристыковывались и работали в составе орбитальных комплексов три транспортные корабли снабжения (ТКС).

ТКС создавались и изготавливались по программе ОПС «Алмаз». В 1981 году программа ОПС «Алмаз» была закрыта, а задел ТКСов решили использовать для расширения возможности и организации снабжения ДОСов.

ТКСы: «Космос-1267», «Космос-1443», «Космос-1686» послужили прообразами модулей будущих орбитальных станций.

Оценивая этот этап развития космонавтики можно сказать, что созданию станций способствовали:

- объединение интеллектуальных и производственных возможностей;
- централизованная организация;
- заимствование конструктивных решений;
- самоотверженный труд специалистов.

На основе проектирования, производства и эксплуатации орбитальных станций «Салют» к 1979 году в НПО «Энергия» (директор Борисенко А.А., Генеральный конструктор Семенов Ю.П.), КБ «Салют» (Генеральный конструктор Полухин Д.А.) и машиностроительном заводе им. М.В. Хруничева (директор Киселев А.И.) сложилась новая концепция перспективной орбитальной станции.

Орбитальная станция «Мир», станция третьего поколения, должна была удовлетворять следующим принципам построения компоновки, сборки и эксплуатации:

- модульность;
- универсальность;
- способность к наращиванию;
- непрерывная обитаемость экипажа из 3-х человек;
- надежность и ремонтпригодность.

По проекту ОС, который разрабатывался НПО «Энергией» и КБ «Салют» станция должна была состоять из базового блока и пяти модулей: экспериментального, дооснащения, технологического, энергетического и научного, а также включать стыковочный отсек для причаливания многоразовых космических кораблей.

Экипажи должны были доставляться на станцию космическими кораблями «Союз».

Базовый блок по компоновке и устройству напоминал ДОС «Салют-7», но при этом имел существенные отличия по конструкции, составу приборов и агрегатов. За базовую компоновку для всех модулей была взята компоновка ТКС комплекса «Алмаз» и экспериментального модуля. При этом базовый блок и модули должны были выводиться на орбиту все той же мощной РН «Протон».

В 1982 году на машиностроительном заводе им. М.В. Хруничева началось изготовление базового блока, а затем и других модулей станции «Мир».

Для управления производством и подготовкой к пуску станции «Мир» в 1984 г. приказом Министра общего машиностроения было создано оперативно-техническое руководство во главе с директором машиностроительного завода им. М.В. Хруничева Киселевым А.И., сделавшим очень многое для того, чтобы проект ОС «Мир» был воплощен в жизнь.

К 1985 году базовый блок был изготовлен и доставлен на космодром Байконур, а 20 февраля 1986 года состоялся успешный пуск РН «Протон» и базовый блок был выведен на околоземную орбиту.

Началось строительство станции на орбите.

Далее необходимо было спроектировать, изготовить и вывести на орбиту модули станции «Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Спектр», «Природу».

Здесь уместно рассмотреть компоновку экспериментального модуля «Квант» и историю ее изменения как базовой для других 4-х модулей.

Экспериментальный модуль представлял собой двухблочный модуль, состоящий из двух герметичных блоков связанных между собой промежуточным отсеком.

Один блок – с научно-исследовательским оборудованием должен был остаться в составе станции, а другой – двигательный блок должен был обеспечить подлет составного модуля к станции и стыковку с ней. После этого двигательный блок отделяется и сходит с орбиты.

В таком виде модуль был изготовлен, получил название «Квант» и пристыкован к базовому блоку 9 апреля 1987 года.

В период разработки модуля «Квант» была рассмотрена и другая компоновка – в виде единого блока. Геометрические обводы приборно-грузового отсека были заимствованы с ТКСа, а специальные отсеки с заимствованием элементов станций серии «Салют».

Новая компоновка позволила вдвое увеличить обитаемые объемы и количество доставляемого в интересах станции оборудования. Она и была выбрана в качестве базовой для остальных 4 модулей «Мира». В этой компоновке выделялся служебный борт, системы которого обеспечивали автономный полет и стыковку модуля с базовым блоком, а также стационарный борт, включавший системы, которые обеспечивали функционирование на орбите и проведение работ с экспериментальным оборудованием. В модулях также, как правило, имелась еще одна группа агрегатов, блоков, оборудования – доставляемая. То есть модули, по совместительству, выполняли и роль грузовых кораблей, что позволяло уменьшить количество пусков грузовых кораблей «Прогресс».

На базе новой компоновки были спроектированы, построены, выведены на орбиту и пристыкованы к станции следующие модули:

– «Квант-2» – дооснащения – доставил на орбиту технологическое и научное экспериментальное оборудование, биологическую аппаратуру, платформу силовых гироскопов, воду, шлюзовой отсек с оборудованием для обеспечения выхода космонавтов в открытый космос, скафандры, средство перемещения космонавтов в космосе, т.н. «космический мотоцикл» и другое оборудование.

Модуль «Квант-2» был первый из 4-х, который с помощью установленного на нем манипулятора и системы перестыковки автоматически устанавливался на один из боковых узлов базового блока. Модуль «Квант-2» был пристыкован к станции 6 декабря 1989 года.

Следующий модуль «Кристалл» – технологический, был пристыкован к станции 10 июля 1990 года. Этот модуль в качестве станционной части имел в своем составе приборно-стыковочный отсек, с новым андрогинно-периферийным стыковочным узлом для приема многоразовых транспортных космических кораблей. Также, в составе модуля было большое количество технологического, экспериментального, фото и астрооборудования. Из нового оборудования – две трансформируемые солнечные батареи, морозильная камера с пищей, печь для выплавки кристаллов полупроводников.

Следующие два модуля – «Спектр» и «Природа», в силу сложившихся обстоятельств, были выведены на орбиту и пристыкованы к станции только через 5 лет. «Спектр» пристыковался к станции 1 июня 1995 года, а «Природа» – 26 апреля 1996 г.

Оба эти модуля включали в свои составы большое количество аппаратуры для проведения экспериментов, исследований, отработки технологии процессов производства. За время существования станции выполнено более 23 тысяч научных экспериментов и исследований по российской и международным программам.

Таким образом, станция «Мир» не только явилась наследницей наилучших технических решений заложенных в предыдущих космических кораблях и станциях, но и привнесла новые идеи и технические решения, дала толчок новым открытиям и внедрению научных и производственных достижений.

## **История проектных разработок ракет-носителей и разгонных блоков в ЦКБМ**

*Мишетьян М.К.*

После разработки и выхода на лётно-конструкторские испытания двухступенчатой и трехступенчатой ракет-носителей «Протон» и «Протон-К» (1960–1967 г.) предприятие (филиал ЦКБМ) в 1967 г. приступило, по распоряжению Генерального конструктора В.Н. Челомея, к поиску вариантов повышения энергетических возможностей РН «Протон-К».

С этой целью на основании решения НТС МОМ от 4.07.66 г. были проработаны проекты по использованию криогенных компонентов топлива жидкого

фтора – в качестве окислителя и аммиака – в качестве горючего в ускорителях третьей и четвертой ступеней РН «Протон-К». ЖРД для этих компонентов топлива разрабатывались на предприятии КБЭМ при непосредственном руководстве академика Глушко В. П. Разработка ускорителей III и IV ступеней для РН «Протон-К» завершилась выпуском технических предложений в 1967 году.

По вышеуказанному решению НТС МОМ от 4.07.66 г. были также разработаны аванпроекты по использованию криогенных компонентов топлива фтора и водорода на ускорителях III и IV ступеней для использования их на последующих этапах развития РН «Протон-К».

В разработке проектов по ускорителям с топливом фтор+аммиак и фтор+водород принимали активное участие основные специалисты предприятия при непосредственном руководстве Генерального конструктора.

Однако в процессе отработки двигателей, работающих на этих криогенных компонентах топлива, были выявлены большие трудности по безопасности эксплуатации фтора, и работы по внедрению фтора в ракетную технику были приостановлены.

Повышение энергетических характеристик трехступенчатой ракеты-носителя «Протон-К» были направлены по пути увеличения заправки компонентами топлива в ускорителе I ступени на 100 т, а также за счет установки в ДУ I ступени модифицированного ЖРД с тягой у земли единичного двигателя 175 тс вместо 151 тс.

Согласно расчетам, полезный груз, выводимой РН на опорную орбиту ИСЗ составлял около 24,5 т.

Эти работы были проведены на основании Постановления ЦК КПСС и СМ СССР № 589-202 от 24.07.69 г. и ряда Приказов МОМ (№ 247 от 12.08.69 г., № 87 от 17.03.70 г. и № 200 от 01.07.71 г.) и завершены эскизными проектами: – первого этапа в 1970 г. и второго этапа – в IV квартале 1971 г.

В дальнейшем работы по этому направлению не были продолжены из-за отсутствия средств на их реализацию.

Начиная с 1971 года по инициативе ЦНИИМАШ и НИИТП на предприятии для РН «Протон-К» разрабатывался кислородно-водородный ускоритель III ступени с одним кислородно-водородным ЖРД с тягой 40 тс разработки КБ «Сатурн» (Главный конструктор академик А.М. Люлька), который предназначался ранее для блока IV ступени ракеты Н-1.

Эти работы были продолжены по решению коллегии МОМ от 9.12.71 г и были завершены выпуском технического предложения в I квартале 1972 г.

По инициативе НИИТП и на основании Приказа МОМ № 97 от 5.04.71 г. на предприятии была рассмотрена возможность увеличения полезного груза, выводимого ракетой «Протон-К» и ее модификацией на высокие орбиты ИСЗ, включая и геостационарную орбиту (ГСО), используя в качестве разгонный блок (РБ) блок с ядерной двигательной установкой.

На основании этих проектных проработок в IV квартале 1971 г были выпущены технические предложения по разгонному блоку (ЯРБ) с атомным двигателем схемы «А» с тягой около 3,6 тс разработки КБХА. Работы в этом направлении были прекращены по следующим причинам:

- получился ПГ на ГСО около 5 т вместо 7,5 т по прогнозу НИИТП;
- сложность обеспечения радиационной безопасности, особенно в полете при нештатных ситуациях с РН;
- габариты ЯРБ существенно увеличивают изгибающие моменты ракеты-носителя, что привело к потере около двух тонн полезного груза на опорной орбите;
- запрет использования на космических объектах ядерных реакторов или установок по договоренности с США, принятой в начале семидесятых годов.

### **Семейство ракет 11К99 (тяжелого класса) и 11К98 (среднего класса)**

В середине семидесятых годов для выведения космических объектов ЦКБМ требовался носитель, способный вывести на опорную орбиту ( $H_{кр} \approx 200 \text{ км}$  и  $i \approx 51,6^\circ$ ) полезный груз примерно 25...30 т. Возможности модификаций «Протона-К» ограничивались массой выводимого груза не более 23 т. Поэтому на основании приказа МОМ № 153 от 29.04.75 г. было принято решение начать разработку новой РН на компонентах топлива кислород и керосин. Решение этой задачи предусматривало максимальное использование задела отрасли, в частности, на I и II ступенях был использован ЖРД, разработанный и серийно изготовленный для ракеты Н-1. У земли тяга двигателя с укороченным соплом составляла 150 тс, в пустоте, с высотным соплом, – 190 тс.

Все баки и блоки разрабатываемой РН имели технологически освоенные диаметры обечаек и радиусы днищ, как это принято для РН «Протон-К» (диаметр 4,1 м по обечайке и 2,265 м радиус днищ).

Согласно проекту I и II ступени РН собраны в пакетную схему из семи ракетных блоков. В центре пакета расположена II ступень с высотным ЖРД. Шесть блоков вокруг центрального образуют ускоритель I ступени, на каждом блоке установлен один ЖРД. Каждый из семи блоков включал бак окислителя (жидкий кислород) и бак горючего (керосин). Для РН предусматривалось разработка системы управления, основанная на использовании бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК).

Применение пакетной схемы позволяло на основе ракеты тяжелого класса создать ракету среднего класса, образованную из ускорителя II ступени (центрального блока) и трех боковых блоков, вместо шести.

Полезный груз, выводимой ракетой среднего класса на опорную орбиту, составлял около 15 т.

Работы по созданию данной ракеты в двух вариантах – тяжелого и среднего классов – в середине семидесятых годов были прекращены по причине резких возражений руководства НПО «Энергия». Позиция руководства НПО «Энергия» была основана на следующих обстоятельствах:

- предлагаемый НПО «Энергия» ряд ракет («Зенит», «37»; «Энергия-М» и «Энергия») в перспективе предусматривал создание ракеты «37» с энергетическими возможностями, подобными носителю предлагаемому ЦКБМ (КБ «Салют»);

– НПО «Энергия» не может представить ЦКБМ (КБ «Салют») лабораторно-стендовую базу для испытания и отработки криогенных агрегатов системы ПГСР;

– в ЦКБМ нет достаточного опыта работ с жидким кислородом;

– НПО «Энергия» не дало согласия использовать старт ракеты Н-1 для переоборудования его для пусков ракеты, предлагаемой КБ «Салют».

В результате, по причине возражений НПО «Энергия» в 1975–1976 гг., проект актуальной ракеты ЦКБМ (КБ «Салют») не был принят к реализации.

### **Разработка универсальной ракеты УР-700**

В 1964 году группа академиков АН СССР, возглавляемая Генеральным конструктором ЦКБМ В.Н. Челомеем, предложили Правительству СССР создать ракетный комплекс для полета человека на Луну, считая это предложение как альтернативу разрабатываемому в НПО «Энергия» ракетному комплексу Н-1, предназначенному для выполнения подобной задачи. Несмотря на то, что работы по Лунной программе в НПО «Энергия» проводились с 1961 года и в 1966 г. находились на этапе изготовления и испытания агрегатов и стендовых изделий, возникли сомнения в возможности реализации. В этой связи правительство СССР сочло критические замечания академиков существенными и вынесло решение о проведении проектных работ по альтернативному варианту полета человека на Луну в ЦКБМ. Для обеспечения высокой надежности при осуществлении экспедиции на Луну, смежным предприятиям ЦКБМ была поручена разработка ЖРД, СУ и целого ряда других агрегатов и систем.

Для выведения лунного корабля на опорную орбиту и обеспечения его последующего полета в направлении Луны предполагалось использовать РН сверхтяжелого класса УР-700. В 1968 г. по ракете было выпущено техническое предложение. В основе компоновки нового носителя лежало использование блоков ранее разработанных и серийно эксплуатируемых ракет. При изготовлении предлагаемой ракеты предусматривалось использовать техпроцессы, готовые системы и агрегаты, а также целые блоки ранее созданных в КБ «Салют» изделий, что позволяло максимально использовать приобретенный в КБ «Салют» большой опыт работ с компонентами топлива АТ и НДМГ.

Проектные работы КБ «Салют» по комплексу пилотируемого лунного корабля (ЛК-700) проводились с 1965 г. по 1970 г. На начальном этапе работы велись на основании приказа МОМ от 20.10.65 г. (выпуск предэскизного проекта). В дальнейшем работа была продолжена на основании Постановления ЦК КПСС и СМ СССР от 17.11.67 г. и приказа МОМ от 28.11.67 г. по разработке эскизного проекта и проведению лабораторно-экспериментальной отработки ряда систем.

Проведенные проектные работы были поддержаны решением секции № 1 НТС МОМ от 12.05.68 г. По итогам выполненных проектных проработок (в том числе технического предложения) был выпущен Эскизный проект.

После выпуска ЭП решением комиссии Президиума СМ СССР по ВПВ № 152 от 20.06.69 г. была организована Межведомственная экспертная комиссия (МВЭК) для рассмотрения ЭП ракетного комплекса «700» с пилотируемыми блоками Лунного комплекса ЛК-700.

В 1969 г. начались летные испытания ракеты Н-1. Правительством было принято решение рассмотреть ракетный комплекс «700» для пилотируемого полета на планету Марс, с учетом того, что Лунная программа будет обеспечиваться ракетным комплексом Н-1.

В 1971 году из-за выхода РН Н-1 на летные испытания, а также финансовых трудностей отрасли, работы по теме УР-700 – ЛК700 были прекращены.

По марсианскому варианту применения ракетного комплекса «700» был выпущен Приказ МОМ № 232 от 30.07.69 г. на разработку и выпуск аванпроекта, с целью оценки проблем, связанных с осуществлением экспедиции на Марс. Эта тема получила название Аэлита. Максимальная стартовая масса ракеты составляла около 16000 т.

Для выполнения пилотируемого полета экспедиции на планету Марс необходимо было вывести на опорную орбиту ИСЗ (Н)250 км,  $i=51,6^\circ$ ), полезный груз массой около 1200...1400 т – при старте с опорной орбиты на Марс ускорителей с ядерными ракетными двигателями схемы «А». При старте с опорной орбиты к Марсу ускорителей на химических компонентах топлива, стартовая масса собранного на опорной орбите Марсианского комплекса должна была составить около 2500 ... 3000 т. Максимальная масса ПГ на опорной орбите при одном пуске марсианской РН обеспечивала 750 т.

Для выведения полезного груза на опорную орбиту в первом варианте (~1400т) необходимо было совершить два пуска РН и одну стыковку ПГ на опорной орбите. Во втором варианте (2500 ... 3000 т) необходимо произвести четыре пуска РН, и обеспечить три стыковки выведенных объектов Марсианского комплекса на опорной орбите.

Экспертная комиссия головных институтов Министерства общего машиностроения, рассмотрев в 1972 году результаты аванпроекта, пришла к следующим выводам:

1. Проблемы жизнеобеспечения человека при полете на планету Марс с длительностью около 650 дней не изучены. Необходимо создание долговременных орбитальных станций на околоземной орбите. Для изучения этой проблемы потребуется около 12 ... 15 лет.

2. Для марсианских блоков-ускорителей в первом варианте требовались ядерные ракетные двигатели (ЯРД). Эти разработки находились на стадии технических и эскизных проектов. Для их создания требовался большой срок: – около 15 ... 20 лет напряженной работы.

3. Проблемы радиационной безопасности разрабатывались в основном теоретически, без учета вопросов, появляющихся при их реализации. Примерно в это же время была принята договоренность с США о запрете использования ЯРД в космическом пространстве. В соответствии с этим необходимо было переходить на вариант № 2 с ЖРД на химических компонентах топлива и с увеличением требуемой стартовой массы собранного марсианского комплекса на опорной орбите до 2500 ... 3000 т.

4. Для решения всех проблем, возникающих в ходе подготовки и осуществления марсианской экспедиции, требовались большие материальные средства (по технико-экономическим оценкам – около 30 ... 50 млрд. рублей в ценах 1972 года).

На основании решения комиссии проект был отложен до лучших времен.

Работы, проводимые в ЦКБМ и его филиалах за период 1961–1980 гг. проводились при непосредственном руководстве Генерального конструктора В.Н. Челомея. В разработке проектов участвовал большой коллектив сотрудников, в том числе: В.К. Карраск, Г.Д. Дермичев, В.В. Палло, Д.А. Полухин, Э.Т. Радченко и ряд других видных специалистов.

## **О мерах по предотвращению отказов авиационной и ракетно-космической техники**

*К.т.н. Хазанович Г.А.*

Теория вероятностей исходит из предположения, что надежность любых технических систем, в том числе транспортных средств (ТС), не может равняться единице, и, следовательно, отказы этих систем в процессе эксплуатации неизбежны. Однако теория оставляет надежду на снижение вероятности отказа системы путем повышения надежности безотказного функционирования ее элементов. Причем этот путь практически не имеет предела в усилиях для достижения надежности, бесконечно мало отличающейся от единицы. Это означает, что все участники предоставления авиационных и аэрокосмических транспортных услуг, то есть разработчики, изготовители и эксплуатационники, должны вести постоянную и планомерную работу по повышению надежности ТС на всех этапах ее жизненного цикла (в понятие ТС помимо непосредственно транспортного средства включаются все системы и агрегаты его наземного обслуживания). С этой целью на предприятиях авиационной и ракетно-космической промышленности разработана и действует система обеспечения качества и надежности (КН). Несмотря на это, отказы ТС все еще встречаются при эксплуатации, что подтверждает необходимость совершенствования системы обеспечения КН.

По существу единственной первопричиной отказа ТС, в том числе аварийного, является человеческий фактор. Так, «по данным Межгосударственного авиационного комитета за 1992–2001 годы в странах СНГ произошло 658 авиационных происшествий, в том числе – 164 катастрофы. Как считает МАК, авиационные происшествия вызваны:

80% – ошибки авиационного персонала,

20% – отказы техники из-за конструктивно-производственных недостатков и ошибок персонала при техобслуживании и ремонте» (см. «Комсомольская правда» № 238/51 от 17.12.2004 г.)

Даже в тех случаях, когда причиной отказа техники, на первый взгляд является какой-либо объективный фактор, как, например, усталость материала или металлургический дефект, действительной причиной является ошибка в расчетной документации или в документации по контролю качества поставляемого литья или проката. Если под таким углом зрения рассмотреть практически любой отказ ТС, то в конечном счете оказывается возможным установить действительную первопричину дефекта. И это единственный, продуктивный подход к проблеме обеспечения и повышения КН, позволяющий раз и навсегда исключить



вероятность повторения выявленного дефекта. Все попытки объявить причину дефекта объективной, независимой от участников создания образца ТС неизбежно приводят к повторению отказа. И это особенно важно при создании дорогостоящих образцов авиационной и ракетно-космической техники, аварии которых угрожают жизни пассажиров и экипажа.

Если выделить три основных этапа жизненного цикла ТС (разработка конструкторской документации, в том числе наземная отработка и летные испытания, изготовление и эксплуатация), то можно утверждать, что КН продукции закладывается при разработке документации, а при изготовлении и в ходе эксплуатации – лишь поддерживается. Другими словами: заложенный при разработке конструкторской документации (КД) теоретический уровень КН в дальнейшем не может быть улучшен, в лучшем случае он будет сохранен. Из этого следует, что подход в работе по обеспечению и повышению КН на разных этапах жизненного цикла ТС различен. Так, при разработке КД основные усилия персонала предприятия-разработчика по обеспечению и повышению КН должны быть направлены на научные исследования в целях решения технических задач, углубление проработки принятых конструктивных решений и выполнение необходимого объема наземной отработки и летных испытаний. При изготовлении и эксплуатации главным требованием в работе персонала предприятия-изготовителя и эксплуатирующей организации является строгое выполнение требований конструкторской (рабочей и эксплуатационной) и технологической документации.

При этом следует отметить, что большая часть нарушений требований КД, как правило, пресекается службами технического контроля и приемки заказчика еще на этапах изготовления и наземной подготовки к полету. Однако, часть отступлений от требований КД может остаться не выявленной, особенно это относится, например, к конструктивным узлам, позволяющим произвести ошибочную сборку. Приведем лишь два классических примера: обратный клапан в гидравлической системе ракеты, имеющий одинаковые присоединительные места на входе и выходе, был установлен в обратном направлении, несмотря на наличие стрелки на корпусе, обозначающей правильное направление жидкости. Второй пример – жиклеры в пневмосистеме другой ракеты, различающиеся проходными сечениями, но имеющие одинаковые посадочные размеры, были перепутаны местами, несмотря на наличие маркировки о принадлежности к другой сборочной единице. Оба примера из реальной практики лишь подтверждают известное правило – «все, что по конструкции может быть перепутано, рано или поздно будет перепутано обязательно». Для исключения подобных ошибок давно разработан общеизвестный принцип «защиты от дурака», в соответствии с которым конструкция должна предусматривать меры, приводящие к объективной невозможности неправильной сборки. Оба приведенные примера конструкций, «незащищенных от дурака», в восьмидесятых годах прошлого века привели к отказу техники при летно-конструкторских испытаниях отечественных ракет.

Аналогичные ситуации могут возникнуть и при эксплуатации ТС. Так, в шестидесятых годах прошлого века при эксплуатации одной из ракет в ходе проведения регламентных работ технического обслуживания с небольшим разрывом по времени произошли две аварии с тяжелыми последствиями. Государ-

ственная комиссия, расследовавшая происшедшее, пришла к однозначному выводу – причиной обеих аварий являлась ошибка оператора. Ошибка заключалась в неадресной (не в соответствии с электромонтажной схемой) стыковке электроразъемов наземной кабельной сети системы управления. Тем не менее, разработчики КД (головной разработчик, разработчик системы управления, разработчик документации на монтаж наземной кабельной сети) понимали и свою вину в происшедшем, ведь конструкция в принципе не должна позволять осуществлять неадресную стыковку электроразъемов, тем более, если это касается «опасных» разъемов. Опять не была осуществлена «защита от дурака». По результатам аварий были разработаны и внедрены дополнительные, конструктивные меры (помимо замков в самих электроразъемах), предотвращающие «неадресную» стыковку, а именно, ограничены длины свободных концов кабелей и введены ограничительные тросики, причем не только в наземной, но и в бортовой кабельной сети. Это правило в дальнейшем неуклонно выполнялось и во всех последующих разработках, что полностью исключило возможность возникновения аварий по подобным причинам.

Во всех приведенных примерах и в аналогичных случаях необходимо говорить об ошибке конструктора, а не столько изготовителя, (хотя его ошибка, в том числе и служб контроля, налицо), так как простым уточнением документации возможность появления подобного рода нарушений требований КД исключается полностью, раз и навсегда. Видимо, понятие «защита от дурака» следует уточнить и выделить кроме «защиты от дурака-изготовителя» еще и «защиту от дурака-разработчика» (да простят коллеги автору невольную грубость). Возникает вопрос: кто же должен ее разрабатывать? Ведь сам разработчик свое упущение не видит, коль скоро он его допустил. Для решения этой задачи могут быть рекомендованы некоторые организационно-технические мероприятия, ранее применявшиеся на предприятиях ракетно-космической техники, но по разным причинам прекратившие свое действие. Например:

- сбор и анализ информации обо всех отказах техники при изготовлении и эксплуатации с доведением этой информации до всех предприятий-разработчиков отрасли (осуществлялось головным отраслевым научно-исследовательским институтом); на основании этих материалов могут быть разработаны «Руководства для конструкторов по качеству и надежности» по аналогии, например, с «Руководствами для конструкторов по прочности»;
- проведение защиты документации по вопросам КН на технических советах подразделений с выделением оппонентов, привлечением специалистов из смежных подразделений и предприятий с обязательным оформлением заключения (практиковалось в КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева);
- обязательное оформление технического задания на каждую разработку и ведение карты конструктивного узла, в которой фиксируются все замечания, возникавшие в ходе изготовления, обработки и его эксплуатации;
- повышение ответственности лица, заполняющего графу «Проверил» в штампе чертежа; уровень его ответственности должен быть таким же, как у непосредственного конструктора и начальника подразделения.

Из изложенного следует, что источником дефекта, приводящего к отказу ТС, как правило, является «человеческий фактор», и наиболее часто, особенно в сложных ситуациях, этот фактор проявляется на этапе разработки КД. На основании такого вывода для повышения качества и надежности образцов ТС можно рекомендовать следующие, достаточно тривиальные, хотя и трудно осуществимые меры, поскольку они связаны с перестройкой всей системы образования и воспитания:

- необходимо непрерывно повышать технический уровень участников разработки; обучение не может заканчиваться завершением курса какого-либо учебного заведения, оно должно продолжаться в течение всего срока службы участников создания ТС и периодически официально подтверждаться,
- оценки по профильным предметам в учебных заведениях не должны быть ниже «хорошо», в противном случае студент получает диплом на ранг ниже (например, техника вместо инженера),
- ответственность за качество выполненной работы необходимо воспитывать, начиная с детского сада, чтобы с малых лет человек просто не умел плохо формулировать задание и выполнять порученное; эта очень сложная задача замены принципа «авось да небось» на принцип «хорошо или никак» могла бы стать национальной идеей, в поисках которой сейчас находится политическая и интеллектуальная элита страны.

Конечно, предлагаемые меры, как и все работы по повышению качества и надежности, приводят к удорожанию разработки, в то время как эксплуатация более надежной системы сокращает расходы. Эти соображения позволяют предполагать существование оптимального объема работ по повышению качества и надежности, но это уже тема другого рассмотрения, тем более, что для транспортных средств, участвующих в перевозках людей никакой объем затрат в целях обеспечения безопасности не может быть признан излишним.

### **Орбитальные станции: использование опыта проектирования и эксплуатации при математическом моделировании перспективных космических систем**

*Радченко Э.Т., к.т.н. Пугаченко С.Е.*

Идея создания орбитальной станции (ОС) в ее современном виде зародилась в 60-х годах XX века. Первые полеты человека в космос показали принципиальную возможность пребывания человека в космосе, его выхода в открытое космическое пространство вне корабля. Однако небольшие размеры пилотируемых кораблей и ограниченная длительность их полета не позволяли, с одной стороны, создать комфортные условия длительного пребывания космонавта на орбите, а с другой стороны, разместить необходимое для решения целевой задачи оборудование. Ракетно-космический комплекс «Алмаз» (рис.1), разработка которого была начата в 1965 г. под руководством Генерального конструктора В.Н. Челомея, заложил основу всему семейству созданных в стране тяжелых орбитальных станций, включая станции типа «Салют», «Мир» и российский сег-

мент МКС. «Алмаз» должен был состоять из орбитальной пилотируемой станции (ОПС) с целевой аппаратурой для наблюдения поверхности Земли и периодически (раз в 3 месяца) заменяемого транспортного корабля снабжения (ТКС) со сменным экипажем из 3 человек и запасами расходных грузов: топлива, воды, пищи, кислорода, фотоматериалов и т.п.). После стыковки к орбитальной пилотируемой станции ТКС должен был брать на себя все функции управления и коррекции орбиты получившейся связки, позволяя тем самым растянуть ресурс систем ОПС на несколько лет. Таким образом, длительное функционирование ОПС на орбите должно было поддерживаться за счет экономии ресурса конструкции ОПС, доставки топлива и расходных запасов на орбиту.

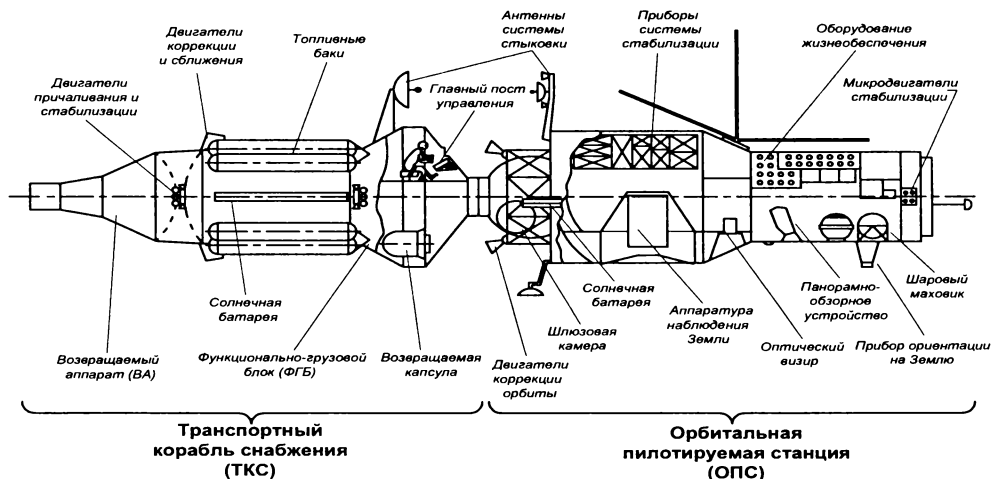


Рис. 1. Орбитальная станция «Алмаз» (проект)

Периодичность полетов ТКС определялась необходимостью замены расходных элементов аппаратуры наблюдения.

Орбитальная станция «Алмаз» проектировалась как специализированная, предназначенная для наблюдения поверхности Земли. Эксплуатировавшиеся в дальнейшем станции представляли собой многопрофильные орбитальные лаборатории. Целевое использование станций развивалось по следующим направлениям:

- внеатмосферная астрономия;
- астрофизика и геофизика;
- медицина и биология;
- биотехнология;
- исследование природных ресурсов Земли и экологический мониторинг;
- космическая технология;
- технические исследования и эксперименты;
- международное сотрудничество.

На рис. 2 отражены характеристики и особенности эксплуатации существовавших к настоящему времени орбитальных станций. Первые космические

станции типа «Салют» предоставляли улучшенные по сравнению с космическими кораблями-спутниками комфортные условия для экипажа. Большой внутренний объем отсеков позволял разместить рабочие места, места отдыха, кабину для санитарно-гигиенических процедур и тренажерные средства для поддержания физического состояния экипажа в течение длительного полета. Экипаж доставлялся на станцию пилотируемыми транспортными кораблями «Союз», осуществлявшими стыковку к станции с помощью стыковочных агрегатов. На борту станций отрабатывались методы и автономные средства навигации, ориентации и стабилизации, маневрирование на орбите. Натурные испытания прошли бортовые системы и агрегаты. Использовалась научная аппаратура для исследований астрофизических, геолого-географических объектов, атмосферы, биологических и медико-биологических исследований. Практически все средства, необходимые для жизнеобеспечения экипажа и проведения научных исследований, доставлялись в составе орбитальной станции.

На станции «Салют-3» космонавты впервые использовали шлюзовую камеру для возвращения на Землю полезного груза – капсулы с фотопленкой.

На станции «Салют-6» впервые была предусмотрена возможность дозаправки топливом, доставленным грузовым кораблем «Прогресс». В состав ОС включены средства, обеспечивающие выход космонавтов для работы снаружи станции. Введены два стыковочных порта для стыковки пилотируемых и грузовых транспортных кораблей. Экипажем проведены масштабные ремонтно-восстановительные работы после 1, 5 лет работы станции.

Орбитальная станция «Мир» начала свою историю в марте 1986 года запуском базового блока. В дальнейшем к нему были присоединены 6 модулей, каждый из которых имел функциональные особенности и специфическое целевое оборудование.

Основными отличиями станции «Мир» от предыдущих аналогов являлись:

- модульное строение (станция состояла из семи крупных модулей),
- постоянное пребывание экипажа на борту, поддержание функционирования станции в течение длительного периода времени в результате организации транспортно-технического обеспечения (ТТО) с помощью кораблей «Союз» и «Прогресс»,
- широкое использование технологий замены оборудования, исчерпавшего ресурс, в результате внутри- и внекорабельной деятельности экипажа.

Монтаж модулей станции осуществлялся с помощью специальных манипуляторов. Впервые применено механизированное средство для перемещения грузов и экипажа – космический кран «Стрела». Выполнены сложнейшие операции по монтажу и ремонтно-восстановительным работам (РВР) в космосе экипажем с использованием уникального оборудования.

Отличительными особенностями Международной космической станции, развившимися на основе опыта эксплуатации орбитальной станции «Мир», являются:

- а) интенсивный грузопоток расходных материалов, ресурсного оборудования и научно-исследовательского оборудования и материалов;

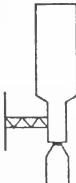
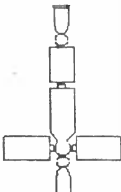
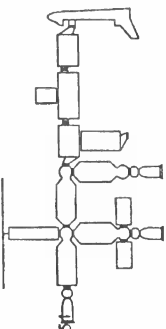
| Наименование, даты полета, общий вид                                                                                                                                                                                                   | Масса, т | Объем, м <sup>3</sup> | Энергоснабжение, кВт | Экипаж, чел. | Грузопоток, т/год | Особенности технического обслуживания и ремонта                                                                                                                                                                                                                                                                       |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------|-----------------------|----------------------|--------------|-------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  <p>Салют 1 (19.04.1971-11.10.1971)<br/>Салют 3 (25.06.1974-21.01.1975)<br/>Салют 4 (26.12.1974-03.02.1977)<br/>Салют 5 (22.06.1976-08.08.1977)</p> | 25       | 100                   | 3                    | 3            | 0                 | Все средства жизнеобеспечения экипажа, ресурсное оборудование и расходные материалы научных исследований доставлялись в составе ОС                                                                                                                                                                                    |
|  <p>Скайлэб (14.05.1973-11.07.1979)</p>                                                                                                             | 77       | 330                   | 30                   | 3            | 0                 | Расходуемые материалы жизнеобеспечения доставлены на орбиту в составе станции. Получен опыт внекорабельной деятельности экипажа по ремонту оборудования бортовых систем                                                                                                                                               |
|  <p>Салют 6 (29.09.1977-29.07.1982)<br/>Салют 7 (19.04.1982-07.02.1991)</p>                                                                         | 32       | 106                   | 4                    | 3            | 2...3             | Предусмотрены два стыковочных порта: для пилотируемых и грузовых транспортных кораблей. Осуществлялась доставка грузов и дозаправка топливом, коррекции орбиты средствами корабля «Прогресс». Осуществлены масштабные ремонтно-восстановительные работы                                                               |
|  <p>Мир (26.02.1986-23.03.2001)</p>                                                                                                                 | 110      | 400                   | 10                   | 3            | 8...10            | Организовано постоянное транспортно-техническое обеспечение. Широко использованы технологии замены оборудования истощавшего ресурс. Использованы специальные манипуляторы для монтажа станции. Применено механизированное средство для перемещения грузов и экипажа – «Стрела»                                        |
|  <p>Международная космическая станция (20.11.1998-...)</p>                                                                                         | 408      | 1173                  | 110                  | 7            | 25...40           | Внедрена комплексная система инвентаризации и хранения грузов, а также система унифицированных конструкций, устройств крепления оборудования и соединения коммуникаций для заменяемого оборудования. Широкое применение нашли роботизированные и механизированные средства сборки и технического обслуживания станции |

Рис. 2. Развитие орбитальных станций

б) комплексная система инвентаризации и хранения грузов на всем пути транспортирования и использования от запуска на орбиту с космодрома до возвращения на Землю или утилизации;

в) разработанная и внедренная система унифицированных конструктивов, устройств крепления и соединения коммуникаций для заменяемого служебного и целевого оборудования;

г) широкое применение механизированных и роботизированных средств сборки элементов станции и ее технического обслуживания и ремонта.

С использованием МКС будут решаться фундаментальные научные проблемы, проводиться прикладные исследования и эксперименты в интересах развития фундаментальной науки, социально-экономической сферы и международного сотрудничества [1].

В течение почти 35 лет ГКНПЦ им. М.В. Хруничева принадлежит ведущая роль в создании орбитальных станций, которую он делит с Ракетно-космической корпорацией «Энергия» им. С.П. Королева. Успешное осуществление полетов отечественных станций явилось результатом тесного сотрудничества нашего коллектива с коллективами ЦНИИМаш, ИМБП, ЦПК им. Ю.А. Гагарина, НПО «Хартрон» (г. Харьков), НИИТП, НПО «Энергия» (г. Воронеж) и многих других организаций. За это время накоплен значительный опыт создания и эксплуатации орбитальных станций.

Критерием рациональности выбранных конструктивно-технологических решений является эффективность орбитальной станции. Ее можно представить как способность станции разместить на орбите наибольшую массу целевого оборудования с минимальными экономическими затратами и максимальной степенью надежности функционирования в течение длительного времени. При проектировании станции задаются функциональные технические характеристики: масса станции и ее целевого оборудования, параметры орбиты, характеристики управляемости, характеристики целевого оборудования и другие. Свойство станции выполнять целевую задачу без учета эксплуатационных свойств принимается как исходная эффективность (рис. 3). Она определяет пригодность станции для использования по назначению в зависимости от его функциональных технических характеристик. Эксплуатационные технические характеристики надежности безопасности и живучести проявляются при определенном воздействии внешней среды, зависящем от режимов полета, состояния атмосферы и факторов космического пространства, интенсивности воздействия нерасчетных условий и при конкретных способах технического обслуживания и ремонта.

Надежность орбитальной станции обеспечивается надежностью комплектующих его систем и агрегатов, надежностью межсистемных связей, а также прочностью, жесткостью и герметичностью конструкции. Надежность станции может быть повышена путем введения резервирования, применения более надежных комплектующих систем и исключения малонадежных элементов. Проектно-конструкторские методы обеспечения долговечности станции позволяют сократить потребность в заменяемом оборудовании и тем самым уменьшить грузопоток и количество запусков транспортных средств. Однако мероприятия

по повышению надежности, как правило, увеличивают массу бортовых систем и тем самым изменяют соотношение бюджета масс станции в сторону увеличения доли служебных (вспомогательных) систем и уменьшения относительной массы целевого оборудования. Установление взаимосвязи между функциональными и эксплуатационными характеристиками и отыскание рационального соотношения между ними позволит повысить эффективность ОС.



Рис. 3 Составляющие эффективности орбитальной станции

Эксплуатация орбитальной станции включает в себя:

1. Управление полетом.
2. Проведение исследовательских работ с полезной нагрузкой.
3. Техническое обслуживание и ремонт (ТОР).

Управление полетом опирается на существующую наземную базу вычислительных и коммуникационных средств, обслуживаемую специально подготовленным персоналом. В условиях сложившихся в ракетно-космической отрасли принципов командно-информационного обмена объем работ по управлению полетом не зависит от принимаемых на этапе проектирования орбитального комплекса конструктивно-технологических решений.

Степень непосредственного участия экипажа в научных исследованиях и материально-техническая поддержка исследований на орбите определяются типом целевой задачи, характеристиками целевого оборудования и степенью автоматизации исследовательского процесса. Условия целевого использования космических комплексов зависят от общих потребностей в проведении фундаментальных и прикладных исследований в интересах науки и экономики и должны выступать как основополагающие требования при проектировании.



Техническое обслуживание и ремонт орбитальных станций можно представить состоящим из следующих операций:

1. Изготовление, подготовка и запуск пилотируемых и грузовых транспортных кораблей для доставки экипажа, заменяемого оборудования, расходных материалов и специального инструмента на орбиту.

2. Изготовление заменяемого оборудования и специального инструмента, размещение его в транспортном корабле и доставка на орбиту.

3. Проведение экипажем ремонтно-восстановительных работ на борту.

Транспортные операции по доставке экипажа и грузов на борт станции и проведение работ экипажем на борту станции составляют основную часть эксплуатационных затрат. Из изложенного следует, что областью поиска рационального соотношения функциональных и эксплуатационных характеристик является техническое обслуживание и ремонт.

Объем работ по техническому обслуживанию и ремонту, грузопоток ресурсного оборудования и расходных элементов жизнеобеспечения и периодичность полетов транспортных средств являются следствием следующих факторов:

- целевого назначения орбитальной станции,
- уровня инженерно-технической разработки конструкции и бортовых систем и
- состояния технологии изготовления и подготовки к пуску элементов орбитальной станции.

Ответственностью проектировщика орбитальной станции является выполнение требований Заказчика на этапе разработки проектной документации и инженерное сопровождение станции на всех последующих этапах жизненного цикла станции от изготовления до орбитальной эксплуатации. При этом поддерживается постоянная связь между инженерами-проектировщиками и специалистами по технологии производства, испытателями и специалистами по орбитальной эксплуатации. Технология производства так же, как и эксплуатационная инфраструктура, являются консервативными факторами и, как правило, выступают в качестве ограничений при проектировании станции. Поэтому основным инструментом повышения эффективности в руках проектировщика станции являются комплексный подход к выбору характеристик станции и ее бортовых систем, в том числе определение и внедрение рационального соотношения функциональных и эксплуатационных характеристик станции, нормирование требований по надежности и правильный выбор типа и степени резервирования элементов станции.

Проектирование орбитальной станции включает поиск и задание в качестве проектного требования надежности минимального значения показателя надежности, при котором обеспечивается заданная эффективность станции [2]. При проектировании орбитальных комплексов типа «Мир» и МКС рассматриваются функциональные требования по параметрам рабочей орбиты, массе станции, массе и объему целевого оборудования, энергоснабжению, количеству членов экипажа, потребному времени экипажа для работы с целевым оборудованием, характеристики станции-прототипа. Эксплуатационные требования включают показатели надежности, сроков службы, ресурса и другие. Известно, что до 80%

расходов в рамках проекта долговременного орбитального комплекса приходится на этап орбитальной эксплуатации. Именно в области орбитальной эксплуатации велика цена принятия того или иного конструктивно-технологического решения.

В состав ОС входят незаменимые и заменяемые элементы.

Проектирование незаменимых элементов непосредственно направлено на обеспечение сроков активного существования станции. В процессе эксплуатации работа по анализу и определению достаточности располагаемого ресурса конструкции станции исходя из требуемого срока службы проводится с учетом:

- (а) данных о располагаемом ресурсе, получаемых в результате натурных измерений, теоретических анализов и испытаний;
- (б) прогноза о расходовании ресурса в процессе эксплуатации;
- (в) прогноза об изменении технических условий в процессе эксплуатации;
- (г) статистических данных, полученных при эксплуатации станций – прототипов.

Выполнение требований сроков активного существования в части незаменимых элементов обеспечивается соблюдением условий эксплуатации, оговоренных в технической документации. При этом должна быть внедрена система мероприятий по наблюдению за состоянием основной конструкции, непосредственно связанная с безопасностью и используемая как неотъемлемая часть длительно существующих в космосе обитаемых или посещаемых объектов. Эти мероприятия должны носить характер превентивных мер, позволяющих контролировать внутреннее состояние конструкции и избежать ее разрушения.

Ремонт незаменимых элементов с участием экипажа имеет ограниченное применение. Например, ремонт герметичных корпусов в случае образования утечек возможен в случае относительно малых скоростей падения давления и наличия доступа к ремонтируемому объекту. Разработка универсальных технологий в этой области потребует новых подходов к компоновке и конструкции ОС.

Существует два критерия необходимости замены оборудования. Первый – отказ оборудования. При отказе, как правило, производится переход на резервный элемент, находящийся в горячем или холодном резерве. В случае холодного резерва переход осуществляется либо автоматически с помощью специального переключателя, либо вручную – оператором. В случае горячего резерва предусмотрена избыточность по количеству элементов. При отказе одного из них выполнение функций в полном объеме продолжают оставшиеся.

Второй критерий замены – исчерпание гарантийных сроков или ресурса. Как правило, этот критерий применяется к критичным элементам, например, датчикам систем пожаробнаружения и пожаротушения.

На рис. 4 представлена схема полета посещаемой орбитальной станции. В ней периоды целевого использования  $t_{цн}$  сменяются периодами технического обслуживания и ремонта  $t_{тор}$ . В сумме эти периоды составляют период восстановления  $T$ . Длительные промежутки целевого использования требуют повышения надежности оборудования. Увеличение надежности вызывает увеличение относительной массы служебных систем, а значит, приводит к уменьшению от-

носительной массы целевого оборудования. С учетом этого восстановление целесообразно проводить чаще. Однако выполнение технического обслуживания и ремонта связано с временным прекращением целевого использования станции и

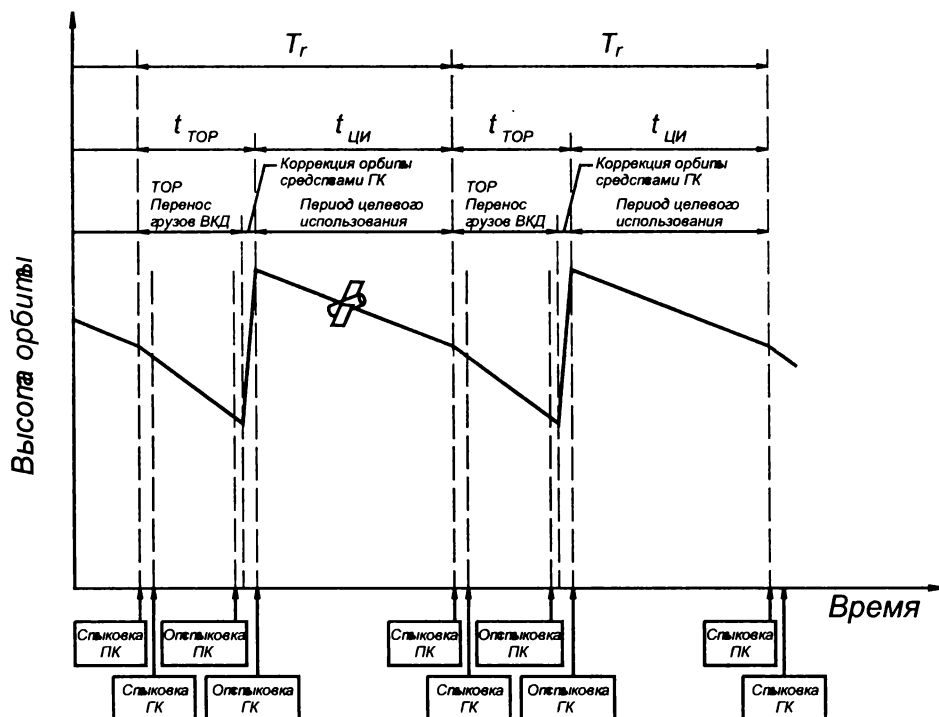


Рис. 4. Схема эксплуатации посещаемой орбитальной станции  
ВКД – внекорабельная деятельность, ПК – пилотируемый корабль, ГК – грузовой корабль

увеличением количества запусков транспортных кораблей. Снижение функциональных возможностей и увеличение затрат станции нежелательно, поэтому возникает необходимость сведения к минимуму количества циклов технического обслуживания и ремонта. Таким образом, при выборе показателей ТОР речь может идти об отыскании оптимальных значений  $T_r$ , обеспечивающих высокие функциональные возможности и показатели надежности ОС при минимальных затратах на ее создание и эксплуатацию.

В качестве показателя эффективности принимается комплексный показатель, отражающий функциональные характеристики, эксплуатационно-технические характеристики и технико-экономические показатели. Основная функциональная характеристика – масса целевого оборудования  $m_{цo}$ . При этом показатели остальных бортовых ресурсов для целевого оборудования: энергопотребление, объемы, количество рабочих мест целевого оборудования, информативность – могут выступать в виде ограничений, задаваемых в числе других характеристик бортовых систем.

Показатель надежности ОС можно представить как произведение вероятности готовности ОС  $K_{\Gamma}$  к целевому использованию на вероятность безотказной работы ОС за время эксплуатации  $P(T)$

$$P_{над} = K_{\Gamma} \cdot P(T) \quad (1)$$

Технико-экономическим показателем является трудоемкость создания ОС  $Z$ . Комплексный показатель эффективности

$$W = P_{над}^{\alpha} \cdot m_{цo}^{\beta} / Z^{\gamma}, \quad (2)$$

где  $m_{цo}$  – масса целевого оборудования,  $\alpha, \beta, \gamma$  – «весовые» коэффициенты. Условие оптимальности варианта ОС можно записать в виде условия максимума показателя эффективности

$$W(P_{над}, m_{цo}, Z) = \max, \quad m_{цo} = \max, \quad Z = \min \quad (3)$$

Ввиду неопределенности комплексного показателя из-за трудности определения «весовых» коэффициентов  $\alpha, \beta$  и  $\gamma$  комплексный показатель может быть использован только для целей сравнения различных вариантов. С целью получения количественных результатов используются частные показатели массы целевого оборудования  $m_{цo}$  и трудоемкости создания орбитальной станции  $Z$ .

Вероятность безотказной работы ОС за время  $t$  определяется из приближенной формулы для высоконадежных элементов:

$$P(t) \approx 1 - \omega \cdot t \quad (4)$$

где  $\omega$  – значение параметра потока отказов, вызывающее срыв выполнения полетного задания. Задавшись продолжительностью периода восстановления  $T_r$  и вероятностью безотказной работы за период целевого использования  $P_{зад}$ , можно определить параметр потока отказов станции в целом:

$$\omega = \frac{1 - P_{зад}}{T_r} \quad (5)$$

Значения параметра потока отказов станции в целом можно представить как сумму значений параметра потока отказов элементов, входящих в его состав:

$$\Omega_{OC} = \sum_{i=1}^n \omega_i, \quad (6)$$

где  $\omega_i$  – параметр потока отказов  $i$ -го элемента ОС.

Далее используется «уравнение существования» элемента ОС:

$$m_o = m_{кон} + m_{dy} + m_{cc} + m_{цo} + m_m, \quad (7)$$

где  $m_o$  – масса станции на орбите выведения;

$m_{кон}$  – масса конструкции ОС;

$m_{\text{дв}}$  – масса двигательной установки;

$m_{\text{сс}}$  – масса служебных систем;

$m_{\text{цб}}$  – масса целевого оборудования (научной аппаратуры и др.);

$m_{\text{т}}$  – масса топлива.

«Уравнение существования» элемента ОС в относительных величинах:

$$1 = \overline{m}_{\text{кон}} + \overline{m}_{\text{дв}} + \overline{m}_{\text{сс}} + \overline{m}_{\text{цб}} + \overline{m}_{\text{т}}, \quad (8)$$

Изменение показателей надежности ОС на этапе проектирования достигается за счет подбора вида и величины избыточности. Структурная избыточность (резервирование) – основной способ повышения надежности ОС на стадии проектирования. Увеличение кратности резервирования вызывает увеличение относительной массы служебных систем  $m_{\text{сс}}$ . В расчетах используется зависимость,  $\overline{m}_{\text{сс}} = f(\omega_{\text{сс}})$  которая имеет вид гиперболической зависимости

$$\overline{m}_{\text{сс}} = A \cdot \frac{1}{\omega_{\text{сс}}^B}, \quad (9)$$

где  $A$  и  $B$  – постоянные для определенного типа ОС и типа резервирования величины, определяемые по статистическим данным об орбитальной станции – прототипе и зависимостям для вероятности безотказной работы резервированного изделия;

$\omega_{\text{сс}}$  – параметр потока отказов служебных систем.

Параметры  $A$  и  $B$  определяются по статистическим данным об орбитальных станциях и позволяют учесть наиболее «консервативные» факторы, влияющие на качество ОС: состояние элементной базы электронного оборудования, технологии изготовления оборудования и бортовой кабельной сети, обеспечение качества при производстве и испытаниях и другие. Эти факторы требуют учета, однако они, как правило, не подлежат выбору в процессе проектирования. В распоряжении проектировщика ОС имеется возможность регулировать кратность резервирования  $k$  и, следовательно, длительность периода восстановления  $T_r$ , что позволяет при заданных значениях вероятности безотказной работы определить оптимальные характеристики ОС.

Использование зависимости  $\overline{m}_{\text{сс}} = f(\omega_{\text{сс}})$  вместо зависимости  $C = f(\omega_{\text{сс}})$  дает возможность связать эксплуатационную характеристику надежности с функциональными характеристиками массы, электрической мощности и другими через уравнение существования ОС. Приняв значения относительных масс конструкции, двигательной установки и топлива, по заданному значению периода восстановления  $T_r$  можно определить массу целевого оборудования и другие составляющие массы станции.

Трудоемкость одного этапа РВР:

$$Z_{\text{рвр}}^{\circ} = k_{\text{рвр}} \cdot k_{\text{зо}} \cdot (m_{\text{сс}} + m_{\text{цб}}), \quad (10)$$

где  $k_{\text{рвр}}$  – коэффициент пропорциональности или удельная трудоемкость ремонтно-восстановительных работ (ч/кг),

$k_{zo}$  – коэффициент, отношение массы замененного оборудования за один цикл восстановления к общей массе заменяемого оборудования.

Зная количество членов экипажа, можно определить трудоемкость ремонтно-восстановительных работ, приходящуюся на одного члена экипажа, а также определить продолжительность проведения одного этапа ТОР  $t_{мор}$  в часах при 8-часовом рабочем дне. В случае посещаемой ОС количество пусков пилотируемых транспортных кораблей в год соответствует количеству циклов восстановления:

$$N_{нк} = \frac{t_{зф}}{t_{ци} + t_{мор}}, \quad (11)$$

где  $t_{зф}$  – годовой фонд времени, равен 8760 часов.

Коэффициент готовности ОС:

$$k_z = \frac{t_{ци}}{t_{ци} + t_{мор}}. \quad (12)$$

Далее определим грузопоток ОС, основными составляющими которого являются заменяемое оборудование, расходные материалы жизнеобеспечения экипажа и топливо. Масса заменяемого оборудования за один этап ремонтно-восстановительных работ:

$$m_{zo} = k_{zo} \cdot (m_{cc} + m_{цo}) \quad (13)$$

Масса расходных материалов жизнеобеспечения экипажа:

$$m_{сжo} = n_z \cdot t_{мор} \cdot m_{сжo-уд} + n_{вкд} \cdot m_{вкд-уд}. \quad (14)$$

где  $n_z$  – количество членов экипажа;

$n_{вкд}$  – количество выходов в открытый космос в течение одного цикла РВР;

$m_{сжo-уд}$  – удельная масса грузов жизнеобеспечения экипажа, масса грузов на одного члена экипажа в единицу времени пребывания экипажа на борту;

$m_{вкд-уд}$  – удельная масса грузов внекорабельной деятельности (ВКД) – масса грузов ВКД для одного выхода в открытый космос. Грузы жизнеобеспечения включают газ атмосферы, воду, питание, одежду, средства поддержания газового состава, медицинские и санитарно-гигиенические принадлежности. Потребная масса топлива для поддержания орбиты:

$$m_{топл} = \frac{C_x \cdot S_m \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (t_{ци} + t_{мор})}{2 \cdot J_{yд}}, \quad (15)$$

где  $C_x$  – коэффициент лобового сопротивления в условиях свободного молекулярного течения;

$S_m$  – площадь мицеля ОС;

$\rho$  – средняя плотность атмосферы на высоте орбиты ОС;

$V$  – средняя скорость на орбите;

$J_{yд}$  – удельный импульс корректирующих двигателей.

Таким образом грузопоток ОС

$$M_z = m_{zo} + m_{сжо} + m_{топл} \quad (16)$$

Количество пусков грузовых транспортных кораблей в год

$$N_{зк} = N_{пк} \quad (17)$$

Масса полезного груза транспортного корабля

$$M_{зк} = \frac{M_{г}}{N_{зк}} \quad (18)$$

Технико-экономические показатели рассчитываются с использованием существующих в отрасли положений. Расчет трудоемкостей проектно-конструкторских работ  $Z_{пкр}$ , лабораторно-стендовой отработки  $Z_{лсо}$ , обеспечения пуска ОС  $Z_{оп}$  и наземного обеспечения полета  $Z_{ноп}$  проводится исходя из принятых значений относительных трудоемкостей этих работ. Расчет проводится относительно трудоемкости  $Z_{ос}$  изготовления ОС.

Трудоемкость изготовления комплекта оборудования, находящегося на борту ОС, которое может быть заменено за один цикл ремонтно-восстановительных работ:

$$Z_{зо}^3 = k_{тзо} \cdot m_{зо}, \quad (19)$$

где  $k_{тзо}$  – относительная трудоемкость изготовления заменяемого оборудования для одного цикла восстановления.

Трудоемкость изготовления расходных материалов жизнеобеспечения для одного цикла восстановления:

$$Z_{сжо}^3 = k_{сжо} \cdot m_{сжо}, \quad (20)$$

где  $k_{сжо}$  – удельная трудоемкость изготовления расходных материалов и оборудования жизнеобеспечения.

Трудоемкость ремонтно-восстановительных работ рассчитывается по формуле (10).

Трудоемкость изготовления компонентов топлива для одного цикла восстановления:

$$Z_T^3 = k_T \cdot m_T, \quad (21)$$

где  $k_T$  – удельная трудоемкость изготовления топлива.

Трудоемкость изготовления пилотируемого корабля определяется исходя из опыта создания корабля-прототипа.

Трудоемкость изготовления грузового корабля:

$$Z_{зк} = k_{дост.уд.} \cdot M_{г}, \quad (22)$$

где  $k_{дост.уд.}$  – удельная трудоемкость доставки единицы массы груза на орбиту.

Эксплуатационные затраты на ОС за заданное время полета ОС

$$Z_{эспл} = (Z_{зо}^3 + Z_{сжо}^3 + Z_{РВР}^3 + Z_T^3 + Z_{пк} + Z_{гк}) \cdot \frac{T_r}{T_{зад}}, \quad (23)$$

Суммарная трудоемкость (или ее математическое ожидание):

$$Z_{\Sigma} = Z_{OC} + Z_{пкр} + Z_{лсо} + Z_{оп} + Z_{ноп} + Z_{эспл} \quad (24)$$

На рисунке 5 представлен график зависимости эффективности эксплуатации ОС, вычисляемой по формуле (2), от длительности периода восстановления  $T_r$  для различных типов ОС.

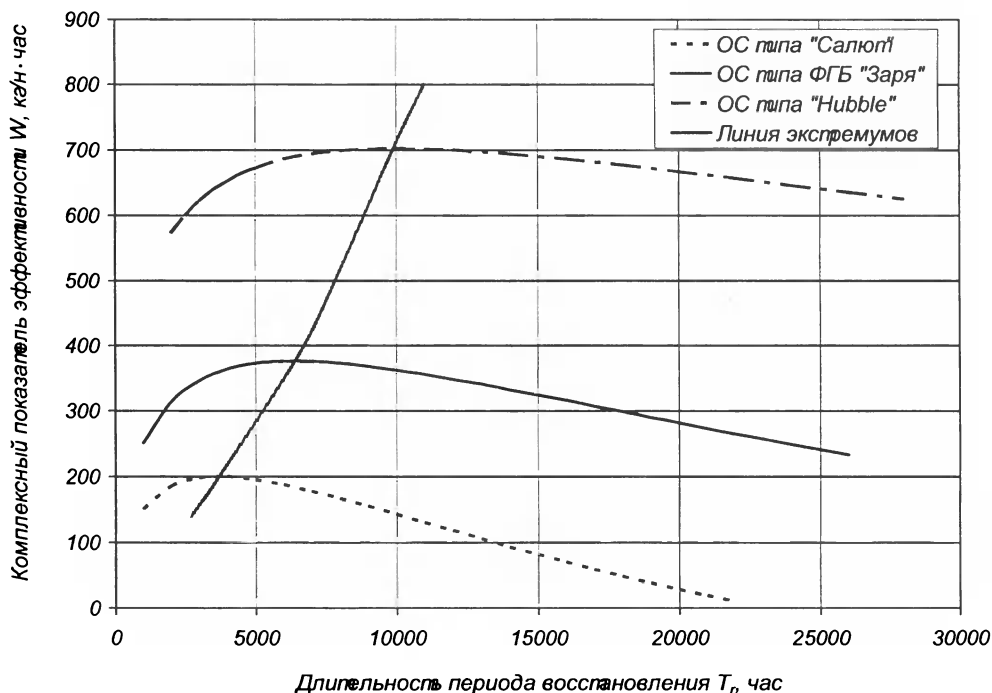


Рис. 5. Зависимость комплексного показателя эффективности от длительности периода восстановления

При малых длительностях  $T_r$  и, соответственно, частых полетах ТК, эффективность ОС падает из-за больших экономических затрат на транспортные операции в обеспечение ТОР. Большие периоды целевого использования приводят к необходимости повышения надежности (в том числе путем дополнительного резервирования) бортового оборудования, уменьшению относительной массы целевого оборудования и, следовательно, к снижению эффективности.  $\gamma$ -процентная наработка на отказ ФГБ «Заря» составляет около 3 лет или 24000 час. Результат вычисления показывает, что оптимальная длительность цикла восстановления посещаемой ОС, созданной по технологии ФГБ, находящейся на круговой орбите высотой около 400 км и наклоном 51.6°, составляет 4500 ... 6000 часов.

На практике масса целевого оборудования определяется назначением орбитальной станции и является одним из исходных параметров для проектирования станции. При варьировании длительности периода целевого использования станции масса целевого оборудования остается неизменной, а изменяется коли-



чество модулей. В качестве показателя эффективности принята трудоемкость создания станции. График зависимости трудозатрат  $Z$  от  $T_r$  для массы научной аппаратуры 7300 кг (планируемая масса комплекса целевых нагрузок российского сегмента МКС) и массы одного модуля 20 т, приведен на рисунке 6.

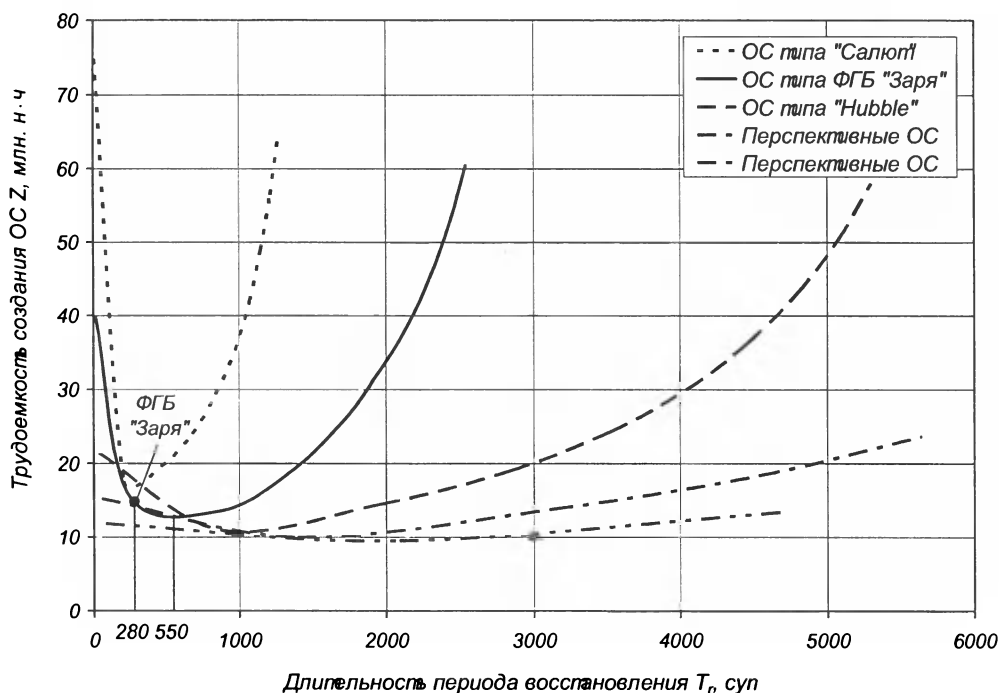


Рис. 6. Влияние длительности периода восстановления на трудоемкость создания станции, состоящей из одного или более модулей при постоянной массе целевого оборудования

Возрастание длительности периода целевого использования первоначально уменьшает трудозатраты на ОС, поскольку уменьшаются затраты на транспортно-техническое обеспечение. Однако, начиная с некоторого значения  $T_r$ , наблюдается рост трудозатрат, т.к. с увеличением  $T_r$  растут масса служебных систем каждого модуля и количество комплектов служебных систем. Из графика зависимости видно, что для посещаемой ОС, созданной по технологии ФГБ «Заря» (рис. 7), оптимальное значение длительности периода восстановления составляет около 1,5 лет.

Оптимальному значению показателя эффективности соответствует определенное значение массы грузов, доставляемых на ОС. Эта величина определяет оптимальную для ОС размерность грузового (или грузопассажирского) корабля. На рисунке 8 представлен график зависимости массы полезного груза грузового корабля от массы ОС.

Обитаемый вариант отличается тем, что на борту ОС экипаж присутствует постоянно. Переход от посещаемого варианта к обитаемому происходит при превышении определенного предела суммарной длительности экспедиций за год. В данной методике принято, что периодичность смены экипажа в обитае-

мом варианте определяется принятой заранее программой и не зависит от надежности оборудования. Периодичность запуска грузовых кораблей зависит от грузопотока, и должна учитывать ограничения, связанные с гарантийными сроками годности расходуемых запасов жизнеобеспечения.

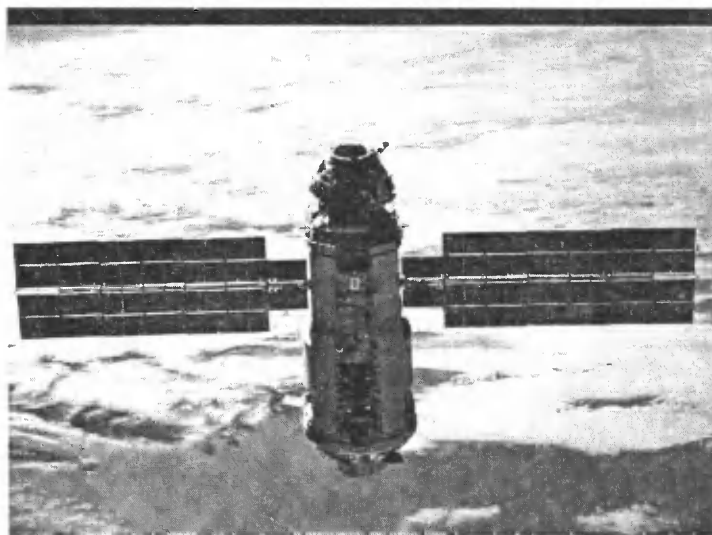


Рис. 7. Функциональный грузовой блок ФГБ «Заря»

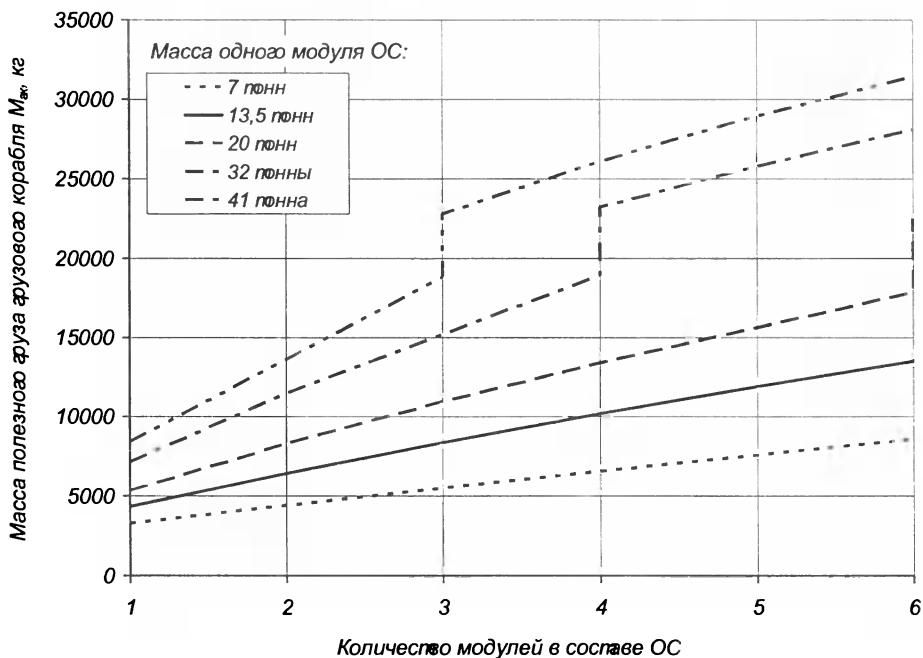


Рис. 8. Зависимость массы доставляемого груза грузового транспортного корабля от массы ОС

Определение требований к создаваемой технике предусматривает поиск компромисса, учитывающего оптимальные решения, получаемые в результате анализа математической модели и необходимость использования уже созданных средств космической техники. В таком случае рациональным может оказаться сочетание двух грузовых кораблей – тяжелого и легкого.

Сформированная математическая модель создается на этапе разработки ТЗ и может в дальнейшем уточняться в части соотношений масс составляющих элементов модулей ОС и требований к бортовым системам по электроснабжению, обработке информации и других. Такая корректировка позволяет более точно определить функциональные и эксплуатационные характеристики ОС и равномерно распределить мероприятия по обеспечению надежности между различными этапами жизненного цикла ОС. Частные компьютерные модели создаются на этапе проектирования и интегрируются в описанную выше модель станции, создаваемую на этапах разработки ТЗ и аванпроекта (рисунок 9).

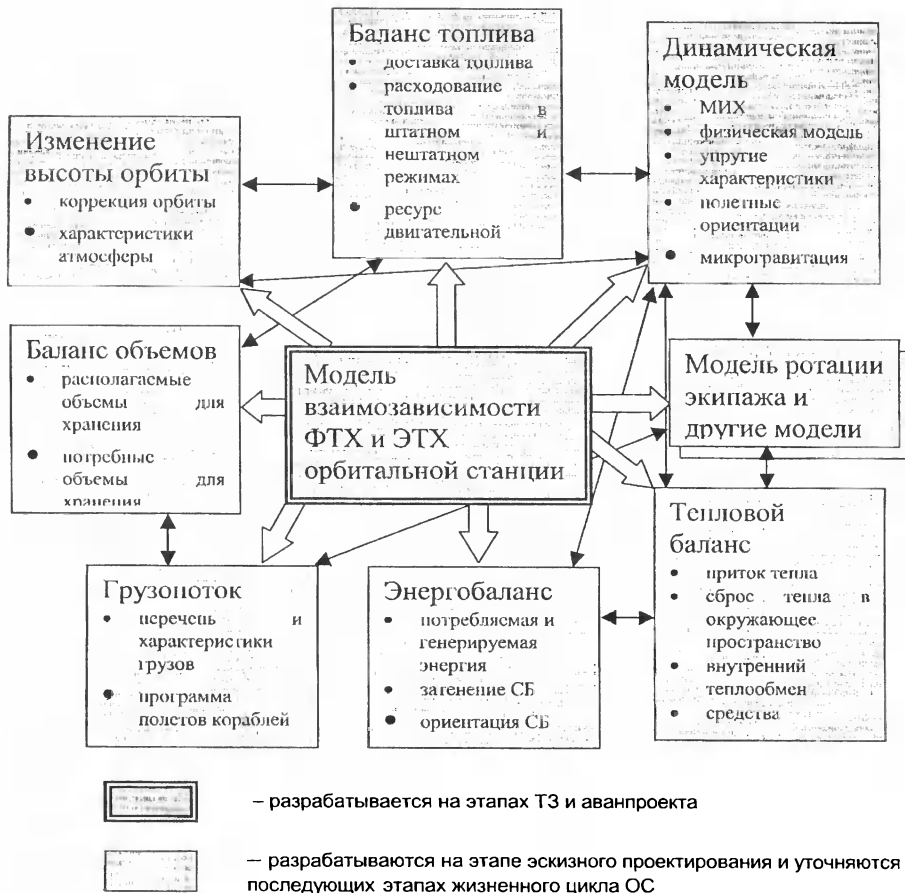


Рис. 9. Структура комплексной математической модели ОС

Полученные в результате комплексного анализа функциональных и эксплуатационных характеристик значения эффективности ОС и объема работ по ее созданию выступают в качестве ограничений при разработке ОС и отдельных элементов конструкции и бортовых систем. Показатель плотности потока отказов, соответствующий максимальному значению эффективности, распределяется между системами и агрегатами, составляющими заменяемое оборудование ОС в виде частных показателей, которые должны вводиться как директивные в состав технических заданий на системы и агрегаты и использоваться в дальнейшем при выборе степени резервирования и определении требований по ремонту-пригодности.

Значения  $\omega_i$  составляющих элементов конструкции и бортовых систем ОС получаются в результате проектного анализа, включающего:

- Разработку системы целевых функций, учитывающей сроки подготовки документации и изготовления материальной части и уровень безопасности экипажа.
- Выбор характеристик систем, основанный на комплексной взаимной увязке систем с учетом взаимосвязей непосредственно между системами, а также в рамках анализа балансов ресурсов станции с использованием специально разработанных компьютерных моделей.
- Общую компоновку, распределение оборудования между герметичными и негерметичными отсеками, выбор конфигурации отсеков.
- Анализ с целью равномерного резервирования систем и распределения надежности между элементами ОС.

Средняя плотность потока отказов ОС связана с плотностью потока отказов отдельных систем и элементов конструкции соотношением (6).

В начальной стадии проектирования это равенство может быть обеспечено при различных вариантах распределения  $\omega_i$  между отдельными составляющими ОС. Очевидно, целесообразно задать такие уровни  $\omega_i$ , которые обеспечат минимальные суммарные затраты  $C_\Sigma$  на создание ОС. В общем случае

$$C_\Sigma = \sum_{i=1}^n C_i, \quad (25)$$

где  $C_i$  – затраты, соответствующие  $i$ -му элементу ОС,

$n$  – общее число элементов ОС.

Применительно к рассматриваемой задаче функция Лагранжа имеет вид

$$L = \sum_{i=1}^n C_i + \lambda (\sum_{i=1}^n \omega_i - \Omega_{cp}), \quad (26)$$

где

$$C_i = A_i \frac{l}{\omega_i^{\alpha_i}}, \quad (27)$$

$A_i$  и  $\alpha_i$  – параметры, определяемые по прототипу,

$$k_i - 1 = \frac{\ln(\omega_i \cdot T_r)}{\ln(\omega_{0i} \cdot T_r)} - 1 \quad (28)$$

где  $\lambda$  – неопределенный множитель Лагранжа.

Очевидно, оптимальные значения  $\omega_i$  удовлетворяют системе алгебраических уравнений

$$\frac{dC_{\Sigma}}{d\omega_i} = -\frac{A_i \cdot \alpha_i}{\omega_i^{\alpha_i+1}} + \lambda = 0. \quad (29)$$

Разрешая равенства относительно  $\omega_i$ , получим

$$\omega_i = \left( \frac{A_i \cdot \alpha_i}{A_j \cdot \alpha_j} \cdot \omega_j^{\alpha_j+1} \right)^{\frac{1}{\alpha_i+1}}. \quad (30)$$

Подставляя в дисциплинирующее условие (6), приходим к алгебраическому уравнению относительно плотности потока отказов произвольного  $j$ -ого элемента ОС

$$\omega_{cp} = \sum_{i=1}^n \left( \frac{A_i \alpha_i}{A_j \alpha_j} \cdot \omega_j^{\alpha_j+1} \right)^{\frac{1}{\alpha_i+1}} = \sum_{i=1}^n B_{ij} - \omega_j^{\beta_{ij}}, \quad (31)$$

где

$$B_{ij} = \left( \frac{A_i \cdot \alpha_i}{A_j \cdot \alpha_j} \right)^{\frac{1}{\alpha_i+1}}, \quad \beta_{ij} = \frac{\alpha_j + 1}{\alpha_i + 1}. \quad (32)$$

В частном случае, при  $\alpha_i = \alpha_j$  получим

$$\omega_{cp} = \omega_j \cdot \sum_{i=1}^n B_{ij}. \quad (33)$$

Отсюда

$$\omega_j = \frac{\Omega_{cp}}{\sum_{i=1}^n B_{ij}}; \quad \omega_i = \left( \frac{A_i \cdot \alpha_i}{A_j \cdot \alpha_j} \right)^{\frac{1}{\alpha_i+1}} \cdot \omega_j^{\frac{\alpha_j+1}{\alpha_i+1}}. \quad (34)$$

В общем случае уравнение может быть решено численно. Знание  $\omega_i$  для отдельных элементов ОС позволяет оценить характеристики их работоспособности. В случае «горячего» резерва имеем

$$\omega_i = \frac{(\omega_{0i} \cdot T_r)^{k_i}}{T_r}. \quad (35)$$

Отсюда оптимальное количество резервных блоков будет равно

$$k_i - 1 = \frac{\ln(\omega_i \cdot T_r)}{\ln(\omega_{0i} \cdot T_r)} - 1. \quad (36)$$

В случае «холодного» резерва соотношение для параметра потока отказов  $i$ -ого элемента ОС примет вид

$$\omega_i = \frac{(\omega_{0i} \cdot T_r)^{k_i}}{T_r \cdot k_i!}. \quad (37)$$

Величина кратности резервирования  $k$  может быть найдена путем последовательных итераций.

Наконец, при параметрическом резервировании можно оценить потребные уровни коэффициента параметрического запаса

$$\eta_i = \eta_{t_i}^{1/s}, \quad (38)$$

где  $\eta_{t_i} = \frac{k_{t_i}}{T_r} = \frac{1}{\omega_i \cdot T_r}$  – коэффициент временного запаса.

Значения частных показателей должны вводиться как директивные в состав технических заданий на системы и агрегаты и использоваться в дальнейшем при выборе степени резервирования и определении требований по ремонтпригодности. На последующих этапах жизненного цикла ОС, включая изготовление, подготовку к пуску и орбитальную эксплуатацию, разработанный метод может применяться для выработки рекомендаций по корректировке характеристик ОС и транспортно-технического обеспечения в зависимости от реальных потребностей в целевом оборудовании, изменений условий применения целевого оборудования и других факторов.

В перспективе применение метода возможно для проектирования и выбора проектных параметров основных элементов любой сложной длительно существующей космической инфраструктуры, например, лунной транспортной системы и лунной инфраструктуры в целом (рис. 10). При этом требования к космической транспортной системе должны формироваться с учетом минимальных потребностей системы, заключающихся в доставке необходимых грузов для проведения периодического технического обслуживания и ремонта.

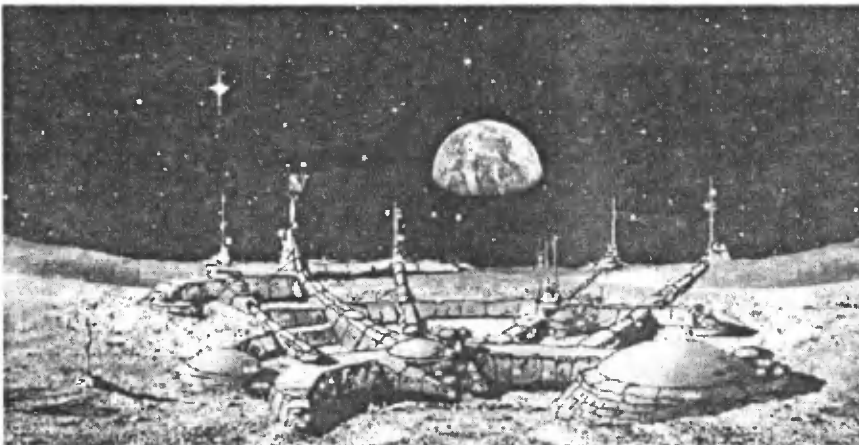


Рис.10. База на поверхности Луны

Преимущество данного подхода по сравнению с традиционными состоит в том, что характеристики станции являются результатом анализа не только бортовых систем и конструкции собственно станции, а комплексного анализа характеристик станции и элементов эксплуатационной инфраструктуры: транспортно-технического обеспечения, производства заменяемых элементов и технического обслуживания и ремонта станции на орбите.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. Изд. Машиностроение, Москва, 2001.
2. Надежность и эффективность в технике. Справочник. В 10 т./Ред.совет: В.С. Авдуевский (пред.) и др.-М.: Машиностроение. 1988.
3. Феокистов К.П. Космическая техника. Перспективы развития. Изд. МВТУ им. Н.Э. Баумана. М. 1997. 171с.

### Развитие технологии материалов в условиях космоса

*К.т.н.Пугаченко С.Е.*

Исследования материалов и процессов в условиях невесомости и вакуума космоса являются одним из основных направлений целевого использования космических аппаратов.

Решающее значение для успешного проведения исследований в условиях невесомости имеет динамическое состояние космического аппарата. Например, требования к ускорениям (условиям микрогравитации) исследовательского оборудования пилотируемой орбитальной станции сводятся к следующему:

- 1) постоянно действующие и пиковые квазистационарные (частота изменения  $f < 0.01$  Гц) ускорения должны быть меньше или равны  $10^{-6} g$ ,
- 2) мгновенная составляющая ускорения, перпендикулярная вектору средне-орбитального ускорения должна быть меньше или равна  $0,2 \times 10^{-6} g$ ,
- 3) возмущения от отдельных источников возмущений на рабочем месте исследовательского оборудования не должны превышать  $0,02 \times 10^{-6} g$ .

При проектировании и верификации рассматриваются следующие разновидности источников микроускорений: постоянно действующие, квазистационарные или случайные и вибрационные. Основой анализа микрогравитационной обстановки является база данных о возмущающих воздействиях. Данные об источниках возмущающих воздействий многократно уточняются, начиная от стадии ранней проектной оценки. Наиболее точная информация достигается в результате замеров на орбите.

Значения постоянно действующих микроускорений зависят от конфигурации станции, высоты орбиты, угла наклона Солнца, состояния атмосферы Земли (геомагнитного индекса) и других факторов. Основными постоянными источниками ускорений на орбитах высотой до 1000 км являются:

- гравитационный градиент,
- вращение при движении по орбите, например в ориентации ОСК,
- аэродинамическое торможение,

– низкочастотные колебания относительно центра масс.

Остальные факторы: давление солнечного излучения, альbedo Земли, электромагнитные и электростатические взаимодействия – имеют величины существенно меньшие, порядка  $10^{-9}$  g.

Зоны микрогравитации орбитальной станции изображены на рис. 1.

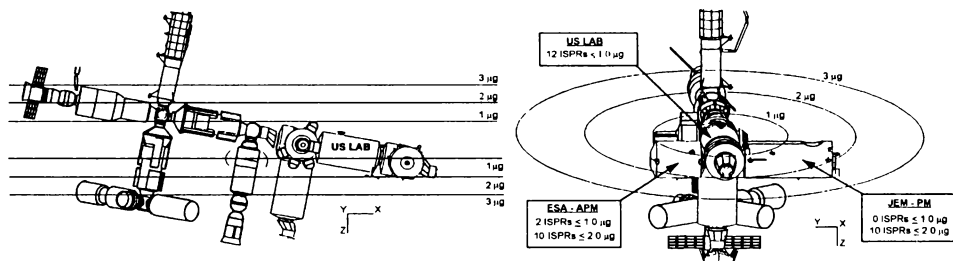


Рис. 1. Зоны микрогравитации

Оценка случайных возмущений от бортовых источников выполняется с использованием упругой динамической модели конечных элементов станции (рис. 2), которая используется для моделирования управления движением и учитывает прежде всего управление движением и ориентацию на Солнце солнечных батарей. К квазистационарным возмущениям относятся возмущения, не менее 95% мощности которых приходится на частоты ниже 0,01 Гц.

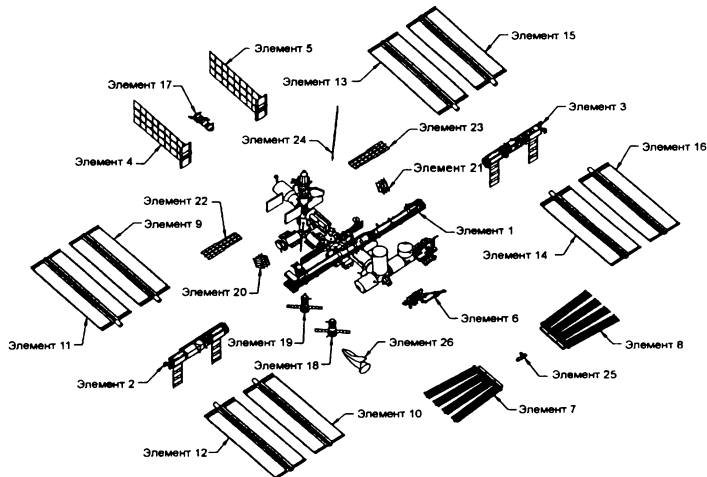


Рис. 2. Схема конечных элементов

На рис. 3 приведены профили микрогравитации с учетом вибрационных источников возмущений. Определено восемь основных бортовых источников возмущений. К ним относятся: три вентилятора СМ (около  $0,002 \times 10^{-6}$  g), вентилятор  $\text{CO}_2$  лабораторного модуля США ( $0,031 \times 10^{-6}$  g), трение вращения в



механизмах вращения СБ и радиаторов, пусковой режим вращения бегущей дорожки и плазменный прерыватель.

Одним из наиболее интенсивно развивающихся направлений космического полупроводникового материаловедения является разработка наукоемких технологий, связанных с использованием глубокого и чистого вакуума, образующегося в открытом космосе вблизи орбитальных станций при использовании эффекта «молекулярного экрана».

В стационарном состоянии собственной внешней атмосферы при длительном отсутствии динамических операций, давление газовой фазы у поверхности станции составляет по расчетным оценкам  $10^{-6} \dots 10^{-5}$  мм рт. ст., что подтверждается данными натурных измерений на орбитальной станции «Мир» [1]. На расстояниях порядка 10 м от поверхности станции давление не превышает значений порядка  $10^{-7}$  мм рт. ст. При динамических операциях, когда работают двигательные установки, давление в собственной внешней атмосфере резко возрастает на 2–4 порядка по сравнению с фоновыми условиями, а затем возвращается к исходному состоянию. Эти обстоятельства указывают на необходимость применения специальных выносных устройств, обеспечивающих функционирование экспериментальной и измерительной аппаратуры за пределами собственной внешней атмосферы при проведении исследований.

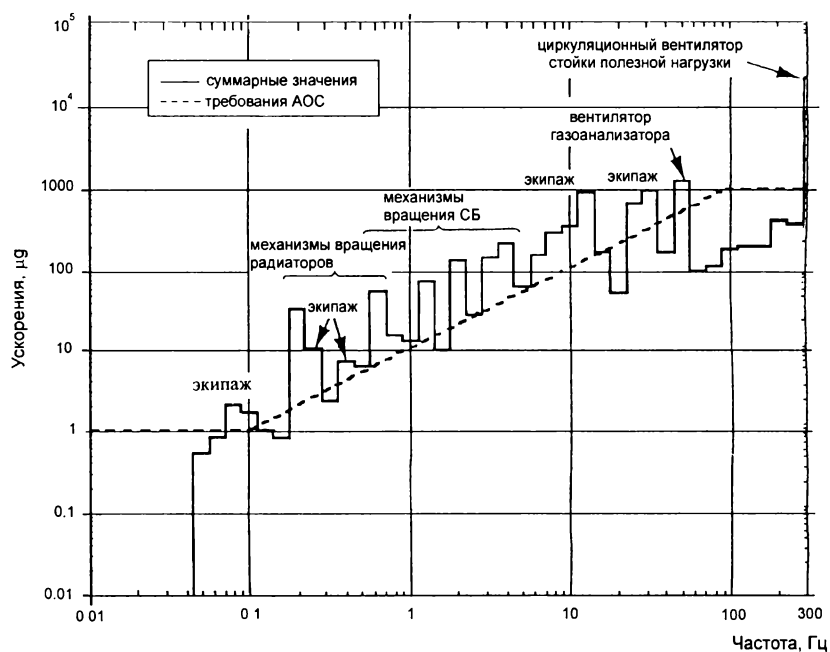


Рис. 3. Профили микрогравитации от случайных и вибрационных источников возмущений

Технологический процесс должен осуществляться в зоне за защитным молекулярным экраном, поверхность которого расположена перпендикулярно вектору скорости движения этого экрана.

Расчетные исследования уровня давления за защитным экраном в форме плоского диска в условиях орбитального полета при поперечном обтекании свободномолекулярным набегающим потоком газов верхней атмосферы на высотах 250...400 км защитного экрана показали, что уровни газовыделения с «теновой» поверхности экрана в область аэродинамического следа не превышают  $10^{-12}$  мм рт.ст.

Показано, что указанные выше уровни газовыделения в область следа за экраном незначительно влияют на конфигурацию границы области высокого вакуума (изобара  $P=10^{-12}$  мм рт.ст, изображена на рис. 4). В этой области может быть выделена стабильная по углам атаки ( $\alpha \leq 15^\circ$ ) зона. При поперечных размерах экрана  $\sim 3$  м эта зона условно представляет цилиндрическую область с диаметром порядка 0,7 м и с протяженностью от днища экрана  $\sim 1,5$  м, т.е. вполне допускает размещение в ней технологической аппаратуры [2].

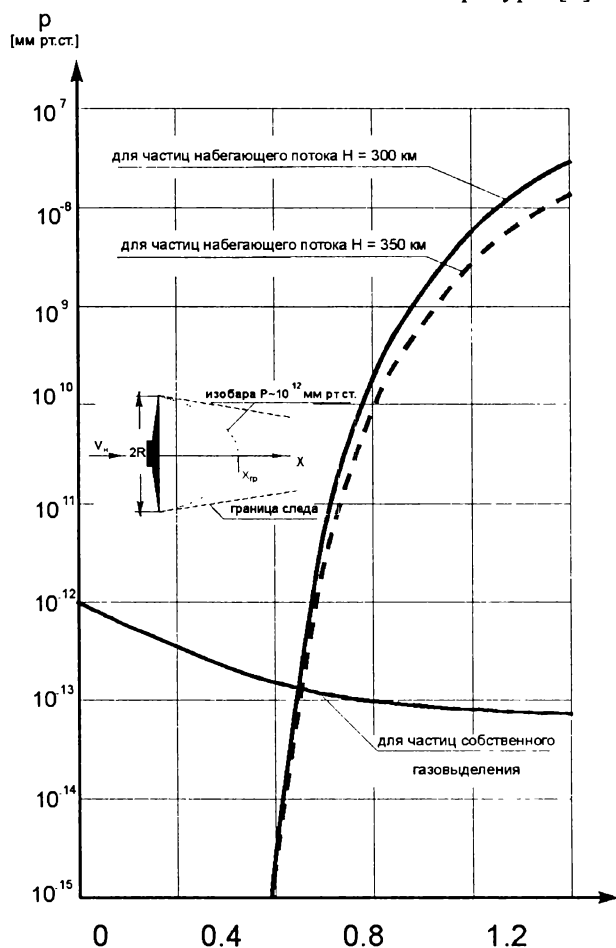


Рис. 4. Распределение давления по оси аэродинамического следа за защитным экраном при поперечном обтекании в условиях орбитального полета

Теоретически суммарное давление в этой области, определяемое водородом и гелием, может быть менее  $10^{-14}$  мм рт.ст. (при парциальном давлении водорода  $< 10^{-14}$  мм рт.ст., гелия  $< 10^{-18}$  мм рт.ст. и почти бесконечной скорости откачки по всем компонентам газовой среды, включая инертные газы). Для сравнения следует отметить, что в наземных сверхвысоковакуумных технологических установках с криогенными насосами достигается предельное давление не ниже  $10^{-12}$  мм рт.ст. Предельно достижимый вакуум на входе в одном из лучших в мире гелиевых насосов получен на уровне  $10^{-13}$  мм рт.ст.

Условия невесомости космоса делают первостепенными факторы, едва различимые на Земле: силы поверхностного натяжения и связанную с ними конвекцию Марангони. Их изучение применительно к состоянию расплавов, растворов и взвесей, фазовым превращениям, а также исследование массопереноса в парогазовой среде и других процессов, позволяет внести существенные коррективы не только в фундаментальные знания о строении с свойствах материалов, но и разработать более совершенные технологии получения материалов в наземных условиях. Достижения космического материаловедения явились одной из важнейших предпосылок технического прогресса в таких областях, как микроэлектроника, инфракрасная и лазерная техника и биотехнология. Реальными и потенциальными объектами космической технологии материалов являются несколько сот тысяч материалов: полупроводниковые материалы, оптические стекла, керамика, композиционные материалы, цеолиты, биопрепараты и другие.

Пока коммерческая выгода от производства на орбите материалов для дальнейшего использования их на Земле не нашла окончательного подтверждения. Причины этого состоят в значительных первоначальных затратах, большом промежутке времени от разработки планов до их реализации, а также в недостаточной изученности процессов в невесомости. Однако теоретически космос дает возможность производить материалы с уникальными свойствами, недостижимыми на Земле. Все возрастающее значение имеет и экологический фактор: привлекательна возможность переноса с поверхности Земли особо вредных производств, например, с применением мышьяка и некоторых биопрепаратов.

Работы в области космической технологии материалов приобрели широкое распространение в мире. США, Западная Европа и Япония через государственные агентства выделяют миллиарды долларов ежегодно на проведение работ в этой области. В финансировании программ технологии материалов в космосе активное участие принимают и негосударственные структуры.

Работы США, стран Западной Европы и Японии базировались, в основном, на регулярные рейсы корабля «Спейс Шаттл» с комплексами технологического оборудования на борту. Среди них присоединенные посещаемые блоки Spacelab, автоматизированные комплексы MAUS, MSL, автономные платформы LDEF и EURECA и контейнеры GAS. Использовались также автоматические космические аппараты для проведения технологических исследований. Предполагается, что с введением в строй Международной космической станции ежегодный объем исследований с помощью специализированного оборудования следующего поколения должен возрасти на порядок величины. Например, на борту европейского модуля Columbus из состава МКС, планируется проводить в год около

3000 экспериментов по материаловедению. Ожидается, что успех космических исследований в этой области определит в будущем общий уровень современной техники.

В нашей стране космическая технология имеет значительный задел. Отечественные успехи связаны с экспериментами на борту долговременных орбитальных станций «Салют» и «Мир», а также автоматического космического аппарата «Фотон» разработки ЦСКБ. Исследования проводились с помощью специализированного оборудования «Кристаллизатор ЧСК», «Корунд», «Галлар», «Сплав», «Зона», «Светлана», «Ручей», «Айну́р», «Биокрист», «Каштан», НАФ-4, «Бисер» и других установок. В разработках оборудования принимали участие НПО «Научный Центр», КБОМ, НПО «Ротор», НПО «Композит», ряд организаций РАН, бывших Минцветмета, Минсредмаша, Минздрава и Минмедбиопроба.

Определенным этапом исследований явилось присоединение к комплексу «Мир» специализированного модуля «Кристалл» с установками «Кратер В», «Оптизон», «Зона-02», «Зона-03» и «Айну́р» на борту. Были получены ряд ценных образцов Si, Ge, ZnO с улучшенными свойствами и некоторые биопрепараты. В то же время практика показала, что необходимы специальные меры для уменьшения динамического воздействия бортового оборудования и экипажа на технологические процессы в невесомости.

Коллективами КБ «Салют» и РКЗ совместно в РКК «Энергия» проведена большая работа по интеграции технологического оборудования на борту отечественных орбитальных станций, включая крепление установки на борту, электроснабжение, терморегулирование, управление, получение телеметрической информации, вакуумирование и газоснабжение.

Наша организация начиная с 1988 года предприняла ряд разработок специализированных космических аппаратов для производства материалов и проведения экспериментов в космосе. В 1990 году по заказу Министерства общего машиностроения в КБ «Салют» был разработан эскизный проект Технологического модуля производственного ТМП. Активное участие в разработке проекта принимали Ю.П. Корнилов, Ю.Н. Дубинин, В.Ю. Катушкин, С.К. Шаевич. Работы велись под руководством главного конструктора В.В. Палло.

Производство материалов для микроэлектроники очень трудоемко и для него предусматривалось энергопитание в десятки киловатт непрерывно. Только при таких мощностях можно получить качественные образцы диаметром более 100 мм. Разные материалы требуют разных циклограмм работы технологических установок, их выплавляющих. На борту космического завода должны быть запасены средства оперативного возвращения на Землю готовых образцов – специальные спускаемые баллистические капсулы. Сохранность материалов в них обеспечивалась подбором режимов торможения в атмосфере и приземления. На борту орбитального завода не предполагалось постоянное присутствие экипажа. Поэтому технологические процессы, загрузка материалов в капсулы и их отстрел должны были происходить автоматически. Предполагалось, что завод будет работать на орбите в течение 5 ... 10 лет. С целью выполнения технического обслуживания и ремонта планировались кратковременные посещения экипажем [3]. В таблице приведен один из вариантов комплектации технологического комплекса ТМП.

Т а б л и ц а

| Тип технологической установки                              | Энергопотребление, кВт | Наименование получаемого материала                                      | Количество продукции за 5 лет      | Применение                                                                                                             |
|------------------------------------------------------------|------------------------|-------------------------------------------------------------------------|------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Универсальная элек-<br>тропечь                             | 7                      | Арсенид галлия,<br>оксид цинка, суль-<br>фид кадмия,<br>теллурид кадмия | 1900 кг                            | Микро-<br>электроника                                                                                                  |
| Установка эпитакси-<br>ального наращивания                 | 10                     | Кремний                                                                 | 1750 пластин                       | Микро-<br>электроника                                                                                                  |
| Установка бестигель-<br>ной зонной перекри-<br>сталлизации | 3,5                    | Теллурид кадмия                                                         | 50 кг                              | Инфракрасная<br>техника                                                                                                |
| Установка направлен-<br>ной кристаллизации                 | 1,8                    | Теллурид кадмия                                                         | 136 кг                             | Инфракрасная<br>техника                                                                                                |
| Установка бестигель-<br>ной зонной перекри-<br>сталлизации | 0,9                    | Сплав марганец-<br>теллур-ртуть                                         | 55 кг                              | Датчик иони-<br>зирующего<br>излучения                                                                                 |
| Установка бестигель-<br>ной зонной перекри-<br>сталлизации | 5                      | Германий                                                                | 375                                | Детектор излу-<br>чений                                                                                                |
| Установка ионнооб-<br>менной диффузии                      | 0,7                    | Граданы (плоские<br>линзы)                                              | 2652                               | Оптические<br>системы                                                                                                  |
| Установка для роста<br>кристаллов из парага-<br>зовой фазы | 0,15                   | Дийодид ртути                                                           | 240                                | Неохлаждае-<br>мый детектор<br>излучения                                                                               |
| Электрофоретическая<br>установка                           | 5                      | Лекарственные<br>препараты типа:<br>инсулин, эритро-<br>поетин и другие | Миллионы<br>лекарствен-<br>ных доз | Терапия диа-<br>бета, инфекци-<br>онного гепати-<br>та, опухолей и<br>вирусных за-<br>болеваний,<br>иммунотера-<br>пия |

Были разработаны предложения по созданию автономных и присоединенных к орбитальной станции специализированных космических модулей на базе РН «Протон» и «Рокот». Например, в 2003 году была проведена проработка для проведения исследований, а в перспективе для развертывания орбитальной мини-фабрики по производству высококачественных полупроводниковых материалов методом молекулярно-лучевой эпитаксии (напыления). Выведение КА на рабочую орбиту должно осуществляться с помощью РН «Рокот» и РБ «Бриз-КМ». Конструкция и служебные системы КА должны обеспечивать управление движением КА, управление бортовыми системами, передачу управляющих команд с наземных пунктов управления на борт, сбор и передачу на Землю телеметрической информации о состоянии борта, электроснабжение, поддержание тепловых режимов и другие функции. Необходимый уровень вакуума в  $10^{-8}$

... $10^{-10}$  Па в рабочей зоне технологической установки достигается за счет выбора соответствующей высоты орбиты и применения молекулярного экрана. КА должен иметь в своем составе возвращаемую капсулу для доставки образцов на Землю.

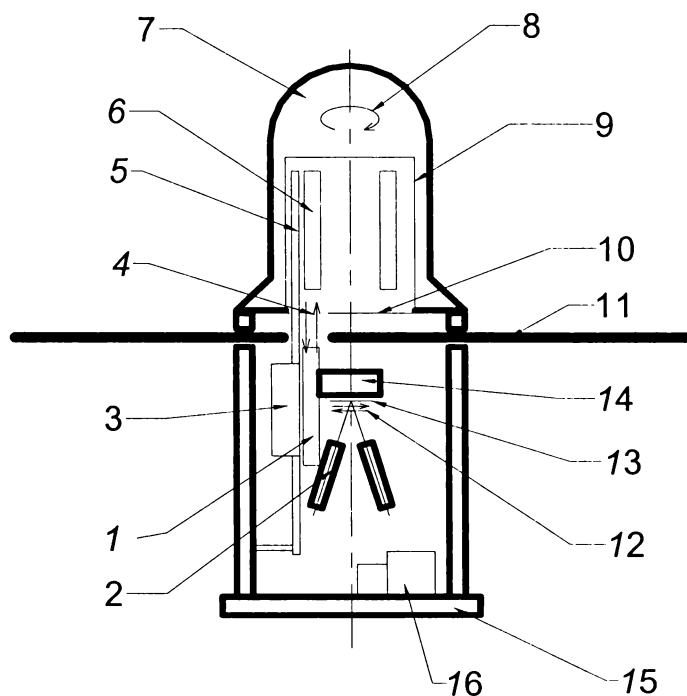


Рис. 5. Схема технологической установки молекулярно-лучевой эпитаксии из состава специализированного КА на базе РН «Рокот»:

1 – кассета с подложками в рабочем положении, 2 – эмиттер, 3 – привод механизма подачи кассеты, 4 – направление подачи кассеты, 5 – направляющая механизма подачи кассеты, 6 – кассета с подложками в транспортном положении, 7 – возвращаемая капсула, 8 – направление вращения транспортного контейнера с кассетами, 9 – транспортный контейнер с кассетами, 10 – донная крышка, 11 – молекулярный защитный экран, 12 – направление подачи подложки, 13 – подложка с образцом, 14 – механизм подачи подложки, 15 – опорная конструкция, 16 – блоки управления и питания

В большей части работы по космической технологии носят коммерческий характер. Успех работ по осуществлению более или менее крупных проектов в этом направлении лежит на пути создания целевых ассоциаций, объединяющих специалистов по ракетно-космической технике и технологии материалов и поиска заказчика.

1. Антропов В.Ю., Бирюков В.М., Бержатый В.И., Зворыкин Л.А., Иванов А.И., Марков А.В., Марков Е.В., Никитский В.П., Пчеляков О.П., Соколов Л.В. Полупроводниковые вакуумные технологии в космическом пространстве: история, состояние, перспективы. // Второй Российско-Американский симпозиум по программе «Мир – НАСА», 1996.

2. Науманн Р.Дж. Аэрокосмическая техника. 1987. №10. С. 129-132.
3. Палло В.В., Корнилов Ю.П., Пугаченко С.Е. // Труды XXV Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 11–14 сентября 1990 г.) Секция «К.Э. Циолковский и проблемы космического производства». М. 1991.

## Методика оценки надежности РН по результатам пусков

*К.т.н. Нагавкин В.Ф.*

Надежность ракет-носителей, используемых для выведения на орбиту объектов федерального, научного и коммерческого назначения, оценивается величиной показателя безотказности РН в полете в пределах  $P=[0,975-0,99]$ . Положение усугубляется в случае модернизации и перехода на новые перспективные носители. Риск отрицательных последствий возрастает до величины  $q=[0,3-0,5]$  в зависимости от степени новизны конструкции [1] .

Анализ процессов летной отработки РН выявляет некоторые особенности, разумное использование которых позволяет разработать адекватную методику прогнозирования результатов летных испытаний вновь разрабатываемых и модернизируемых ракет. К таким особенностям в первую очередь следует отнести целенаправленность процесса отработки РН, заключающуюся в повышении ее безотказности вследствие проводимых организационно-технических мероприятий по результатам анализа телеметрической информации по каждому пуску, в особенности, если пуск аварийный. Эффект от проводимых мероприятий выражается в увеличении количества успехов между смежными отказами по ходу летных испытаний (ЛИ).

Методика оценивания надежности РН в ходе летной отработки основывается на следующих посылах.

1. Процесс летной отработки средств выведения представляет собой последовательное осуществление пусков опытных образцов РН (или разгонных блоков – РБ) с целью подтверждения требуемых технических характеристик.

2. Предполагается, что причины каждого аварийного исхода однозначно устанавливаются и целенаправленно устраняются, т.е. исключается повторяемость отказа по одной и той же причине.

3. Комплекс мероприятий по устранению причин аварии РН обозначаются общим термином «доработка». Каждая доработка РН ведет к повышению ее надежности («росту» значения показателя безотказности).

4. Надежность (показатель безотказности) РН в процессе пусков остается неизменной между двумя доработками.

5. В качестве оценки надежности РН между двумя доработками принимается значение показателя безотказности, соответствующее величине интервала пусков между двумя доработками.

6. Результаты пусков представляются последовательностью  $R(i)$ , сформированной из альтернативных оценок результатов каждого  $i$ -ого пуска. Причем в качестве величины этих оценок используются апостериорные вероятности свершившихся достоверных событий: 1 – успех, 0 – отказ.

Определение. Упорядоченная по правилу очередности последовательность результатов пусков  $R(i)$  называется стационарной, если появление положительных результатов в последовательности является следствием реализации событий, происходящих с постоянной вероятностью  $P$ .

С целью исследования последовательности на стационарность рассмотрим линейную оценку результатов пусков в зависимости от номера результата в последовательности:

$$R(i) = b_0 + b_1 i, \quad (1)$$

где  $i$  – номер пуска в последовательности;

$b_0$  и  $b_1$  – параметры уравнения регрессии.

Параметры  $b_0$  и  $b_1$  определяются путем статистической обработки данных о результатах пусков в последовательности  $R(i)$  методом наименьших квадратов для линейной регрессии

$$B = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (2)$$

$$\begin{aligned} B = \begin{bmatrix} b_0 \\ b_1 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 1 \dots 1 \\ 1 & 2 \dots n \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 2 \\ \dots & \dots \\ 1 & n \end{bmatrix} \end{bmatrix}^{-1} \times \begin{bmatrix} 1 & 1 \dots 1 \\ 1 & 2 \dots n \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} R(1) \\ R(2) \\ \dots \\ R(n) \end{bmatrix} = \\ &= \frac{1}{n \sum_{i=1}^n i^2 - \left( \sum_{i=1}^n i \right)^2} \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n i^2 & - \sum_{i=1}^n i \\ - \sum_{i=1}^n i & n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n R(i) \\ \sum_{i=1}^n i R(i) \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} \frac{2(2n+1)}{n(n-1)} & \frac{-6}{n(n-1)} \\ \frac{-6}{n(n-1)} & \frac{12}{n(n^2-1)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n-m \\ S \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Здесь  $X$  – матрица значений базовых функций в уравнении (1);

$Y$  – вектор-столбец результатов пусков;

$n$  – общее количество пусков;

$m$  – число аварийных пусков;

$S$  – сумма порядковых номеров успешных пусков РН.

С учетом следующих выражений

$$\sum_{i=1}^n i = 1/2 \times n(n+1) \text{ и } \sum_{i=1}^n i^2 = 1/6 \times n(n+1)(2n+1)$$

окончательно имеем выражения для коэффициентов регрессии:



$$b_0 = \frac{2(2n+1)(n-m)}{n(n-1)} - \frac{6S}{n(n-1)};$$

$$b_1 = \frac{6(n-m)}{N(n-1)} + \frac{12S}{n(n^2-1)}. \quad (3)$$

Следующее свойство линии регрессии проверяется непосредственной постановкой:

– в центре последовательности  $R(i)$  в точке  $i = (n+1)/2$  функция (1) принимает значение  $(1 - m/n)$ , то есть ее значение равно оценке вероятности положительного исхода пуска РН.

Как следует из выражений для коэффициентов  $b_0$  и  $b_1$  при заданных значениях  $n$  и  $m$  положение линии регрессии полностью определяется величиной  $S$ , которая в свою очередь зависит от распределения отказов в последовательности пусков. При этом, если все  $m$  отказов выпадают на первые  $m$  пусков, то линия регрессии имеет максимальный подъем, и наоборот при концентрации отказов в конце последовательности линия регрессии имеет наибольшую крутизну снижения. На рис.1 представлены три варианта положения линии регрессии для последовательности в 21 испытание с 5 отказами. Первый вариант отражает состояние, когда все отказы располагаются в начале последовательности пусков (номера пусков: 1, 2, 3, 4, 5). Второй вариант соответствует расположению отказов на конце последовательности (номера пусков 17, 18, 19, 20, 21). Третий вариант представляет случайное расположение отказов по длине последовательности (номера аварийных пусков: 1, 3, 4, 7, 18).

При реализации биномиальной схемы испытаний имеет место стремление к равномерному распределению отказов и успехов в последовательности  $R(i)$ . Соответственно линия линии регрессии стремиться занять положение параллельно оси абсцисс. Следовательно,  $S$  может быть принято в качестве критерия стационарности. Однако статистически более стабильной величиной является ее усредненное значение в виде критерия  $N = S/n$ . В табл. 1 приведены значения критерия  $N$  для случая биномиального распределения событий с параметрами  $P$ ,  $n$ ,  $m$ . Таблица составлена путем статистической обработки результатов моделирования на ЭВМ случайных последовательностей с объемом выборки в  $n$  пусков и числом отказов  $m$ . Значение вероятности  $P$ , соответствующее конкретному соотношению величин  $m$  и  $n$ , использовалось при трансформации промоделированной на ЭВМ равномерно распределенной последовательности чисел от 0 до 1 в последовательность успехов и отказов на интервале в  $n$  пусков. При этом из общего числа полученных последовательностей отбирались «кондиционные», для которых число отказов соответствует величине  $m$ . Количество таких последовательностей набиралось по 5000 для каждой пары значений  $n$  и  $m$ , и для этой пары рассчитывалось 5000 значение критерия  $N$ . Полученная совокупность значений ранжировалась по величине, а затем разбивалась на симметричные относительно центра интервалы. Доверительный интервал включал значения критерия  $N$  от номера 251 до номера 4750, т.е. 90 % членов последовательности. Таблица значений критерия  $N$  составлена для диапазона изменения числа испытаний от 5 до 20 и числа отказов от 2 до 18 [3].

*Примечания.* 1. Исключением является появление в последовательности пусков одного успеха (или одного отказа). В этом случае (не зависимо от номера его появления в начале, в середине или в конце последовательности) не возможно по критерию  $N$  судить о характере последовательности. На рис. 2 с целью иллюстрации этого положения приведен пример гистограмм критерия  $N$  для выборки объемом в  $n = 30$  пусков. Анализ гистограмм показывает, что во всех случаях, кроме случая  $m = 29$ , имеет место центрированное, близкое к нормальному распределение критерия  $N$ . При  $m = 29$ , что соответствует одному успеху, распределение критерия является равномерным.

2. Для стационарной последовательности пусков характерно стремление линии регрессии занять положение, параллельное оси пусков. Однако такое же положение займет линия регрессии для «симметричного» чередования успехов и отказов в последовательности пусков. Таким образом, «излишняя» близость линии регрессии к параллельному расположению относительно оси пусков может свидетельствовать о наличии в последовательности периодически повторяющихся причин, приводящих к аварийным последствиям.

Табличные значения критерия  $N$  определяют границы симметричного двустороннего доверительного интервала. Если вычисленное значение критерия  $N$  находится за пределами табличного интервала, то с принятым уровнем доверия  $\gamma = 0,9$  принимается предположение о наличии в  $R$  тенденции изменения частоты успехов. При этом, если значение  $N$  больше величины верхней границы, то имеет место повышение частоты успехов. Применение критерия  $N$  особенно эффективно для малых выборок объемом  $n \leq 20$ . Для большего объема выборки можно воспользоваться процедурой, суть которой заключается в разбиении последовательности на две равные части с последующей проверкой статистической гипотезы о равенстве частот успехов в этих частях.

Содержательным выводом из анализа последовательности на стационарность является обоснованный выбор метода оценки надежности РН по результатам пусков. Если тенденция к изменению надежности отсутствует, то оценка надежности должна проводиться по частоте успешных испытаний, в противном случае для получения адекватных оценок необходимо привлекать модели роста.

#### Оценка надежности РН по модели роста

На практике в качестве аппроксимирующей непрерывной математической модели роста надежности  $P(i)$  в ходе ЛИ используется зависимость:

$$P(i) = 1 - \beta \exp(-\alpha i), \quad (4)$$

где  $i$  – порядковый номер пуска;

$\alpha$  и  $\beta$  параметры модели, причем параметр  $\beta = 1 - P_0$ ;

$P_0$  – начальный уровень надежности, с которого стартует процесс ЛИ.

Функция (4) обладает двумя подходящими свойствами. Она отражает общее стремление к росту надежности РН по мере отработки, не превышая предельного значения для вероятности  $P$ , равного 1, и имеет всего два неизвестных параметра.

Составим выражение для суммы квадратов отклонений апостериорных оценок результатов пусков от теоретической аппроксимирующей зависимости (4).

$$\sum_{i=1}^n [R(i) - P(i)]^2 = \sum_{i=1}^n [R(i) - 1 + \beta e^{-\alpha i}]^2. \quad (5)$$

Система уравнений, получаемая приравниванием к нулю частных производных по параметрам  $\alpha$  и  $\beta$  от выражения (5) с учетом того, что  $R(i)$  имеет значения 1 и 0, принимает вид

$$\begin{aligned} \sum_{i(0)}^n i e^{-\alpha i} - \beta \sum_{i=1}^n i e^{-2\alpha i} &= 0; \\ - \sum_{i(0)}^n e^{-\alpha i} + \beta \sum_{i=1}^n e^{-2\alpha i} &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь  $i(0)$  под знаком суммы означает суммирование по пускам, для которых исход аварийный.

В системе (6) удастся разделить неизвестные  $\alpha$  и  $\beta$  получить следующие два выражения

$$\beta = \frac{\sum_{i(0)}^n i e^{-\alpha i}}{\sum_{i=1}^n i e^{-2\alpha i}}; \quad \beta = \frac{\sum_{i(0)}^n e^{-\alpha i}}{\sum_{i=1}^n e^{-2\alpha i}}. \quad (7)$$

Подставляя в выражения (7) значения  $\alpha$  и приводя невязку  $\Delta\beta$  методом итераций к допустимой величине, получаем искомые оценки для параметров  $\alpha$  и  $\beta$ . На практике начальное значение следует выбирать из диапазона 0,02 ... 0,09.

Приближенный метод определения параметров  $\alpha$  и  $\beta$

Выражение (4) путем несложных преобразований может быть приведено к линейному виду

$$\ln(1 - P(i)) = \ln(1 - P_0) - \alpha i.$$

Введя обозначения

$$\begin{aligned} y(i) &= \ln(1 - P(i)); \\ b_0 &= \ln(1 - P_0); \\ b_1 &= -\alpha, \end{aligned}$$

имеем

$$y(i) = b_0 + b_1 i. \quad (8)$$

Коэффициенты уравнения (8) определяются как и выше в соответствии с формулой (2). Для формирования вектора результатов наблюдений  $Y$  последовательность  $R(i)$  разбивается на  $k$  интервалов, внутри которых надежность РН принимается неизменной. При этом используется следующий принцип: каждый интервал включает в себя все успешные пуски и последующие отказы до первого успешного пуска после отказа или следующих друг за другом нескольких отказов. Для каждого  $j$ -ого интервала по содержащемуся в нем количеству успешных и аварийных пусков рассчитывается значение показателя надежности. Каждой оценке надежности  $P(j)$  на интервале ставится в соответствие сквозной (от начала ЛИ) номер пуска  $n_j$ , соответствующий пуску в конце  $j$ -ого интервала. Матрица значений базовых функций имеет вид:

$$X = \begin{pmatrix} 1 & n_i \\ 1 & n_j \\ 1 & n_k \end{pmatrix}, \quad (9)$$

причем  $n_k$  – номер последнего пуска в последовательности  $R(i)$ , то есть  $n_k = n$ .

Соответственно, результаты наблюдений представляются вектором

$$Y = \begin{pmatrix} \ln(1 - P(1)) \\ \dots \\ \ln(1 - P(l)) \\ \dots \\ \ln(1 - P(k)) \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Далее по формуле (2) вычисляются оценки для коэффициентов уравнения (8), после чего определяются значения параметров  $P_0$  и  $\alpha$ . Вычисленное по уравнению (4) значения показателя надежности  $P(i)$  на момент последнего пуска ( $i = n$ ) представляет оценку надежности РН. Проводя расчет надежности РН последовательно по мере наращивания пусков, получаем кривую, описывающую динамику изменения оценок надежности в процессе  $n$  пусков ракеты.

Недостатком данной методики является то обстоятельство, что полученные оценки параметров уравнения (4) являются статистически смещенными. Методика вошла в стандарт по контролю надежности РН и была использована для оценки надежности РН «Протон-К» по результатам летных испытаний и эксплуатации.

Кроме оценок надежности РН, имея в распоряжении модель роста надежности (4), можно составить прогноз в отношении затрат на проведение летных испытаний РН. Например, количество пусков ракет с учетом возможных потерь, необходимое для выполнения некоторой программы запусков КА в количестве  $M$  аппаратов, рассчитывается по формуле [3]:

$$n = (1 - P_0) \frac{e^{-\alpha}(e^{-\alpha M} - 1)}{e^{-\alpha} - 1}. \quad (11)$$

## ЛИТЕРАТУРА

1. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. – М. Изд-во Машиностроение. 2001 – 672 с.
2. Нагавкин В.Ф. Исследование надежности систем на стадии отработки. Труды научных чтений по космонавтике. Летательные аппараты. Проектирование и конструкции. ИИЕТ АН СССР. – М. 1982 – с. 78-84.
3. Медведев А.А., Нагавкин В.Ф. Обеспечение высокой надежности ракет-носителей. Двойные технологии. № 4. – М. 1999 – с. 34 – 38.

**Значение критерия N при  $\gamma = 0,9$**

| $\begin{matrix} m \\ n \end{matrix}$ | 2             | 3            | 4            | 5            | 6            | 7            | 8            | 9                                                                                                                                           | 10           | 11           | 12           | 13           | 14           | 15           | 16           | 17           | 18           |
|--------------------------------------|---------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| 20                                   | 10,74<br>8,76 | 9,71<br>8,14 | 9,25<br>7,55 | 8,82<br>6,93 | 8,34<br>6,36 | 7,85<br>5,80 | 7,36<br>5,24 | 6,87<br>4,68                                                                                                                                | 6,34<br>4,16 | 5,82<br>3,63 | 5,26<br>3,14 | 4,70<br>2,65 | 4,14<br>2,16 | 3,57<br>1,68 | 2,95<br>1,25 | 2,36<br>0,79 | 1,71<br>0,39 |
| 19                                   | 9,60<br>8,29  | 9,20<br>7,65 | 8,75<br>7,04 | 8,30<br>6,43 | 7,83<br>5,86 | 7,34<br>5,29 | 6,84<br>4,74 | 6/32<br>4,21                                                                                                                                | 5,79<br>3,68 | 5,26<br>3,16 | 4,71<br>2,66 | 4,14<br>2,17 | 3,57<br>1,70 | 2,96<br>1,25 | 2,36<br>0,80 | 1,71<br>0,39 |              |
| 18                                   | 9,11<br>7,78  | 8,68<br>7,15 | 8,25<br>6,53 | 7,78<br>5,94 | 7,33<br>5,33 | 6,83<br>4,78 | 6,33<br>4,22 | 5,78<br>3,72                                                                                                                                | 5,28<br>3,17 | 4,72<br>2,67 | 4,17<br>2,17 | 3,56<br>1,72 | 2,97<br>1,25 | 2,35<br>0,82 | 1,72<br>0,39 |              |              |
| 17                                   | 8,61<br>7,28  | 8,18<br>6,65 | 7,75<br>6,01 | 7,29<br>5,41 | 6,81<br>4,84 | 6,31<br>4,28 | 5,76<br>3,76 | 5,24<br>3,24                                                                                                                                | 4,72<br>2,69 | 4,16<br>2,19 | 3,59<br>1,71 | 2,99<br>1,25 | 2,35<br>0,82 | 1,72<br>0,39 |              |              |              |
| 16                                   | 8,09<br>6,78  | 7,67<br>6,14 | 7,20<br>5,55 | 6,75<br>4,94 | 6,25<br>4,38 | 5,73<br>3,83 | 5,25<br>3,25 | 4,67<br>2,76                                                                                                                                | 4,12<br>2,25 | 3,56<br>1,75 | 2,95<br>1,30 | 2,36<br>0,83 | 1,72<br>0,41 |              |              |              |              |
| 15                                   | 7,60<br>6,27  | 7,17<br>5,63 | 6,72<br>5,02 | 6,23<br>4,43 | 5,77<br>3,83 | 5,20<br>3,33 | 4,67<br>2,80 | 4,17<br>2,23                                                                                                                                | 3,57<br>1,77 | 2,96<br>1,28 | 2,36<br>0,83 | 1,73<br>0,40 |              |              |              |              |              |
| 14                                   | 7,07<br>5,78  | 6,64<br>5,14 | 6,20<br>4,52 | 5,71<br>3,36 | 4,68<br>2,82 | 4,14<br>2,28 | 3,57<br>1,79 | 2,98<br>1,31                                                                                                                                | 2,36<br>0,86 | 1,71<br>0,43 |              |              |              |              |              |              |              |
| 13                                   | 6,58<br>5,27  | 6,15<br>4,62 | 5,70<br>4,00 | 5,17<br>3,44 | 4,63<br>2,90 | 4,09<br>2,36 | 3,56<br>1,83 | 3,00<br>1,31                                                                                                                                | 2,38<br>0,85 | 1,73<br>0,42 |              |              |              |              |              |              |              |
| 12                                   | 6,08<br>4,75  | 5,62<br>4,12 | 5,12<br>3,55 | 4,67<br>2,92 | 4,08<br>2,42 | 3,58<br>1,83 | 2,95<br>1,38 | 2,37<br>0,87                                                                                                                                | 1,75<br>0,42 |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 11                                   | 5,54<br>4,27  | 5,09<br>3,64 | 4,64<br>3,00 | 4,09<br>2,45 | 3,48<br>1,95 | 3,00<br>1,36 | 2,36<br>0,91 | 1,73<br>0,46                                                                                                                                |              |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 10                                   | 5,00<br>3,80  | 4,60<br>3,10 | 4,10<br>2,50 | 3,60<br>2,00 | 3,00<br>1,40 | 2,40<br>0,90 | 1,70<br>0,50 |                                                                                                                                             |              |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 9                                    | 4,56<br>3,22  | 4,00<br>2,67 | 3,53<br>2,03 | 2,97<br>1,47 | 2,33<br>1,00 | 1,78<br>0,45 |              | <b>Примечание.</b> Для каждой пары значений n и m в таблице даны верхнее N и <u>N</u> нижнее интервальные значения критерия стационарности. |              |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 8                                    | 4,00<br>2,75  | 3,48<br>2,12 | 3,00<br>1,50 | 2,36<br>1,00 | 1,75<br>0,50 |              |              |                                                                                                                                             |              |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 7                                    | 3,43<br>2,29  | 2,93<br>1,64 | 2,37<br>1,07 | 1,71<br>0,57 |              |              |              |                                                                                                                                             |              |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 6                                    | 3,00<br>1,67  | 2,42<br>1,08 | 1,83<br>0,50 |              |              |              |              |                                                                                                                                             |              |              |              |              |              |              |              |              |              |
| 5                                    | 2,40<br>1,20  | 1,80<br>0,60 |              |              |              |              |              |                                                                                                                                             |              |              |              |              |              |              |              |              |              |

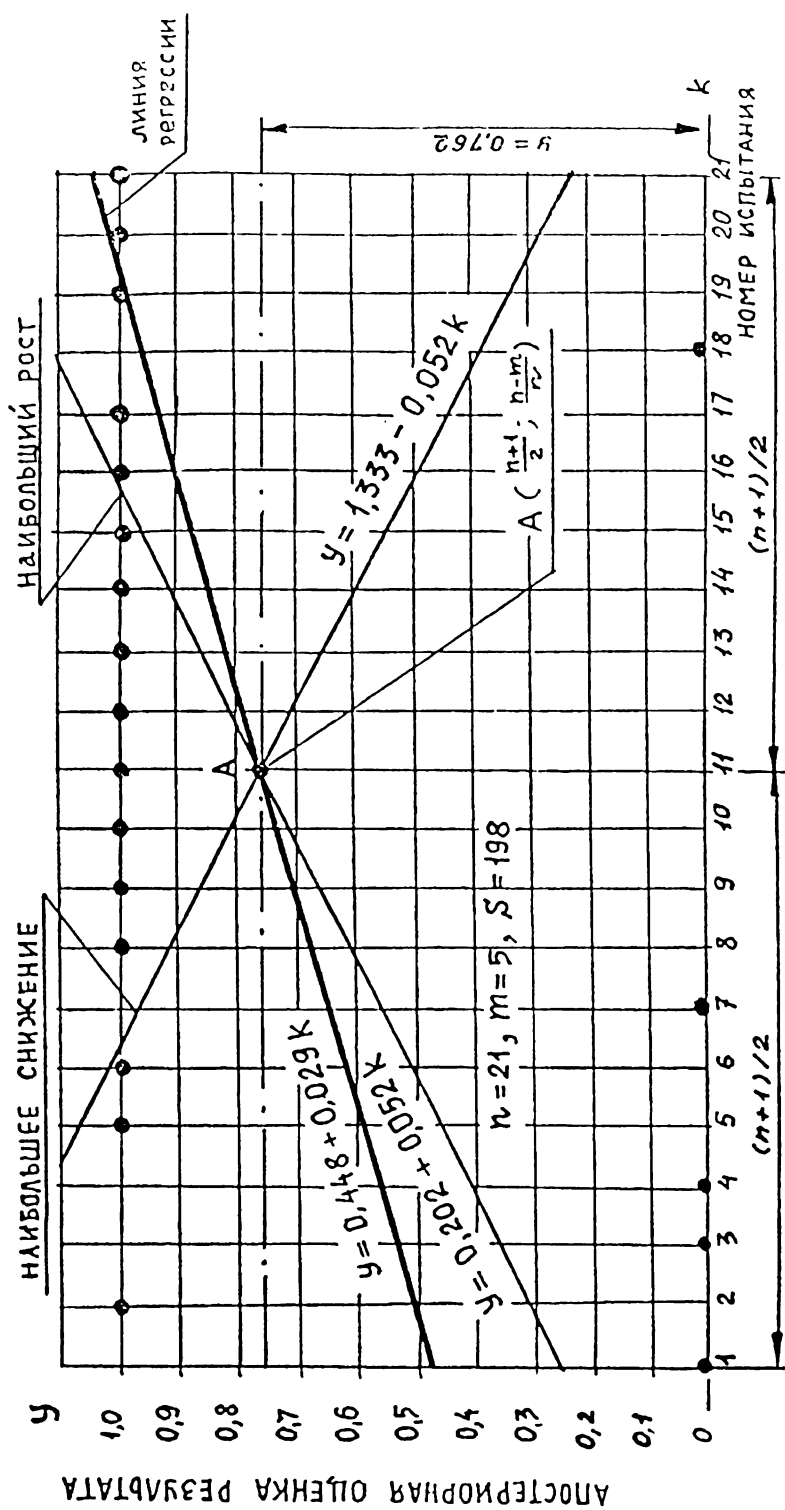


Рис. 1. Линейная регрессия на последовательности испытаний  
(на примере выборки объемом 21 испытание с 5 отказами)

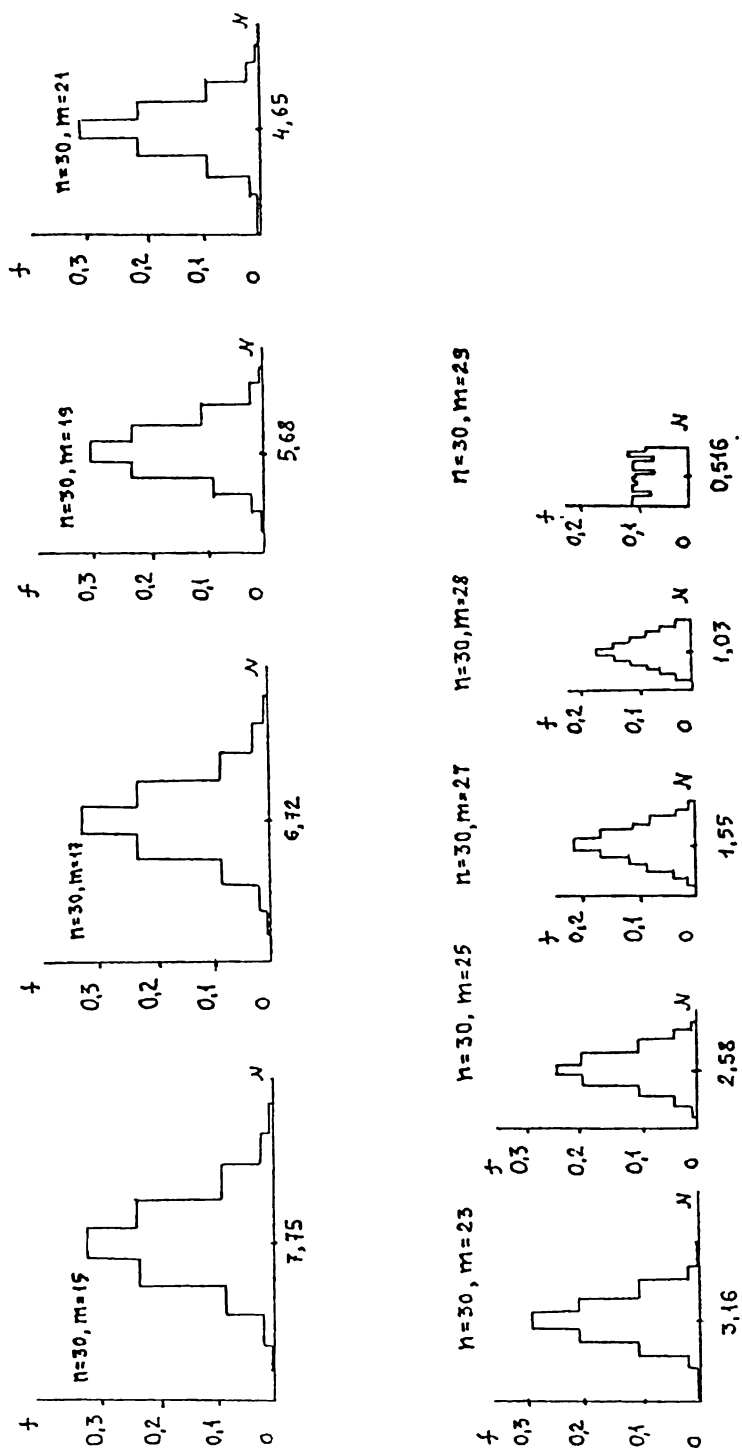


Рис. 2. Гистограммы распределения критерия  $N$  (на примере выборки в 30 испытаний)

## Детоксикация ракеты-носителя «Протон-М»

*К.т.н. Гусев А.Г., д.т.н. Кулага Е.С., Селезнев Н.М.,  
Каменщиков В.Н., Жаркова Н.А., Лаишевский В.Б.*

В связи с ужесточением экологических требований и заботой о сохранении окружающей среды выявилась актуальная необходимость уменьшения воздействия вредных компонентов топлива в районах падения отработавших ускорителей многоступенчатой ракеты «Протон». Поскольку ускорители I ступени при падении оказывают наибольшее отрицательное воздействие на состояние природы, ставилась задача уменьшения площадей разброса элементов конструкции отработавших ускорителей I ступеней и сокращения остатков компонентов топлива в ускорителях в районе падения. Эти цели были достигнуты детоксикацией баков ускорителей I ступени путем принудительного удаления остатков компонентов топлива из них на пассивном участке полета отделившегося ускорителя I ступени на больших высотах. Для этого были осуществлены различные конструктивные доработки ускорителей I ступени РН «Протон» и проведены 6 экспериментальных пусков по программам №112 – 8K82K – ПМ – 3 и 112 – 8K82K – ПМ – 21 в период с 1992 по 1996 годы для выбора оптимального варианта доработки.

Удаление остатков КТ из баков «О» и «Г» ускорителя I ступени осуществлялись двумя разными способами.

Первый вариант предусматривал принудительный выброс КТ в жидкой и газообразной фазах через дренажные и заправочный клапаны баков на пассивном участке траектории полета отделившегося ускорителя I ступени. На РН «Протон» № 37201 была проведена доработка конструкции ускорителя I ступени.

Доработка заключалась в создании автономной пневмосистемы управления дренажно-предохранительными клапанами баков «Г» (ДПК Г1...ДПК Г6), дренажно-предохранительным клапаном «О» (ДПК О) и заправочно-сливным клапаном «О» (ЗСК О). Принципиальная схема автономной системы управления представлена на рис.1. Автономная пневмосистема управления ДПК Г, ДПК О и ЗСК О состояла из следующих элементов.

1. Источник управляющего давления ( $P = 105^{+5}$  атм) – шаробаллон с пироклапаном пуска (блок зачатки демфера с пироклапаном пуска).

2. Горловина зарядная.

3. Три пускоотсечных клапана.

4. Пакет жиклеров.

5. Система трубопроводов, Ду 6 мм.

Все элементы конструкции – штатные, заимствованные с серийных изделий, кроме пакета жиклеров.

Система управления была доработана в части размножения команды ВД – 11 (первая команда на выключение двигателей и разделения I и II ступеней РН «Протон») на задействование пироклапана пуска и 3 пиротехнических пускоотсечных клапанов.



## СХЕМА УДАЛЕНИЯ НЕВЫРАБОТАННЫХ КОМПОНЕНТОВ

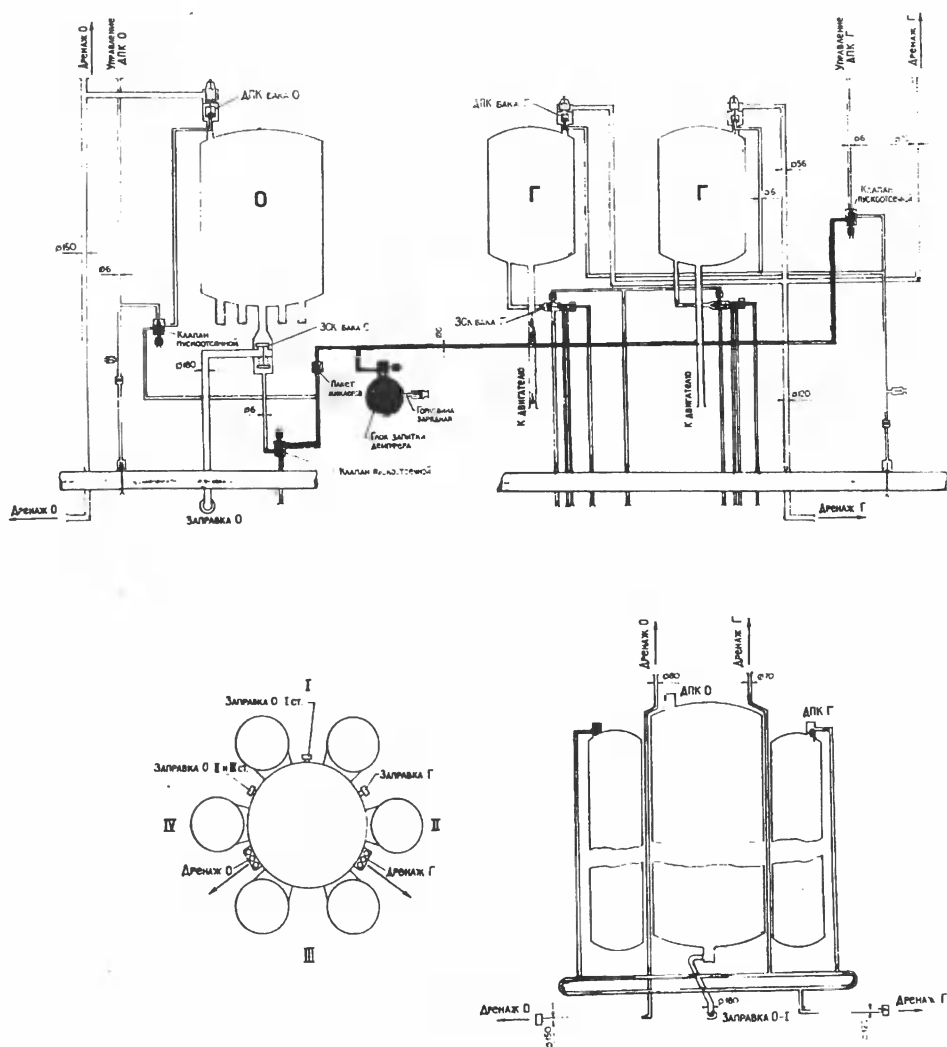


Рис. 1. Принципиальная схема автономной системы пневмоуправления

Система телеконтроля была доработана в части установки на блоке Г № 5 датчиков угловых скоростей ДУС – Б – 2Б (по тангажу, рысканию, вращению), датчиков перегрузок МП – 95 (осевых, нормальных, боковых).

Телеметрическая запись информации этих датчиков предусматривалась с момента разделения I и II ступеней до нарушения работоспособности бортовой телеметрической системы.

Перед началом работы автономной пневмосистемы все агрегаты находились в исходном положении:

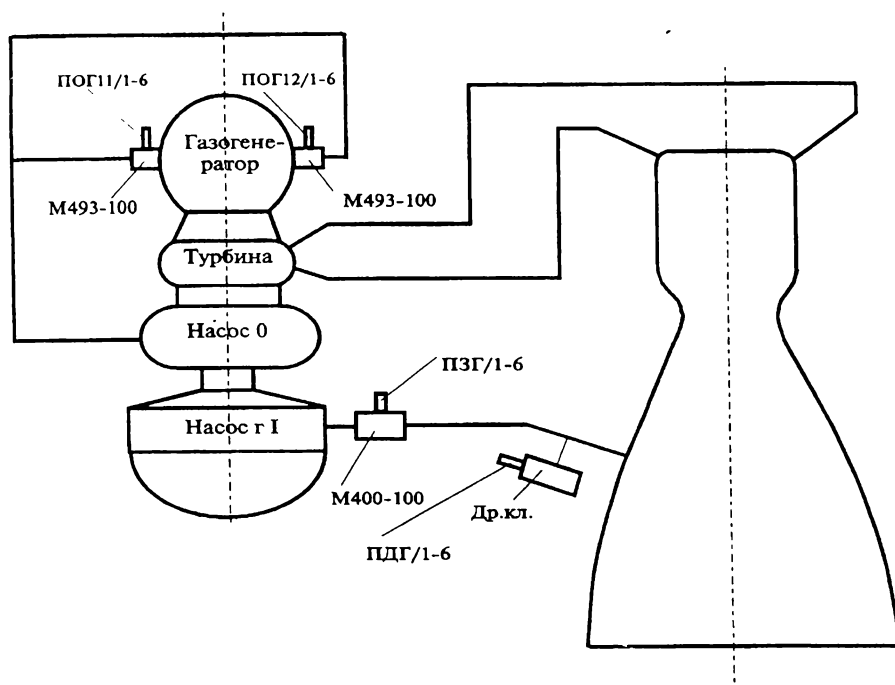
- 1) шаробаллон заполнен сжатым газом до  $P = 105^{+5}$  атм,
- 2) пироклапан пуска на баллонс – закрыт,
- 3) три пиротехнических пускоотсечных клапана находятся в положении «закрыт» по линии подачи давления в поршневые полости ДПК Г, ДПК О и ЗСК О от бортового баллона ускорителя I ступени и в положении «открыт» по линии подачи давления в поршневые полости ДПК Г, ДПК О и ЗСК О от наземных систем газоснабжения 8Г737 при подготовке РН «Протон» на ПУ,
- 4) горловина зарядная – закрыта.

Для обеспечения детоксикации баков Г и О ускорителя I ступени, после прохождения команды ВД 11, подрывались пиропатроны пироклапана пуска и трех пускоотсечных клапанов. Пускоотсечные клапаны срабатывали: открывались пневмомагистрали поступления газа высокого давления из бортового баллона в ДПК всех баков и ЗСК О и перекрывались пневмомагистрали управления от наземных систем газоснабжения 8Г737. Газ из бортового баллона поступал в поршневую полость и открывал ДПК Г1...ДПК Г6, ДПК О и ЗСК О.

Происходил принудительный выброс компонентов топлива в жидкой и газообразной фазах с понижением давления в баках О и Г на пассивном участке траектории полета ускорителя I ступени. При этом способе детоксикации ускорителя I ступени часть КТ оставалась в двигателях, которая, вероятно, самовоспламенилась при контакте с землей со вспышкой и небольшим взрывом. В результате произошел разброс конструкции двигателей на расстояние до 20 м друг от друга с загрязнением окружающей среды.

Наиболее полное удаление остатков КТ из ускорителей I ступени РН «Протон» было получено при втором способе детоксикации – раздельном выбросе компонентов топлива («О» через камеры сгорания, «Г» через дренажный клапан двигателей). Эксперименты по раздельному выбросу компонентов топлива были проведены при пусках РН «Протон» №№ 36102, 36902, 37902, соответственно 31.10.94 г., 30.08.95 г., 26.09.96 г. Этот способ детоксикации был достигнут незначительной доработкой системы управления в части изменения логики срабатывания некоторых клапанов при выключении двигателей ускорителя I ступени перед разделением со II ступенью РН «Протон». Принципиальная схема функциональных элементов конструкции ДУ представлена на рис 2. В системе управления была установлена кабель-вставка, обеспечивающая блокировку пирозапалов ПОГ11/1...6, ПОГ12/1...6, ПЗГ/1...6. На двигателях была произведена замена телеметрического датчика давления МД – 250Т на датчик МД – 25Т (параметр ГДФ). На боковом блоке № 5 ускорителя I ступени РН «Протон» были установлены телеметрические датчики угловых скоростей ДУС – Б – 2Б (по тангажу, рысканию, вращению) и датчики перегрузок МП – 95 (осевых, нормальных, боковых). Телеметрическую регистрацию параметров ускорителя I ступени предусматривалось вести на пассивном участке траектории полета до нарушения работоспособности телеметрической системы.

Доработанная система управления (СУ) ускорителя I ступени работала, как и было предусмотрено, в соответствии со штатной циклограммой полета на активном участке траектории и разделения I и II ступеней, вплоть до выдачи последней команды ВД12 на выключение двигателей. Отличие заключалось в том,



|            | Позиции          | Функциональное состояние               |
|------------|------------------|----------------------------------------|
| Команда    | ВД 12            | Формирование эл. сигнала на пирозапалы |
| Пирозапалы | ПОГ11/1-6        | Не подорваны                           |
|            | ПОГ12/1-6        | Не подорваны                           |
|            | ПЗГ/1-6          | Не подорваны                           |
|            | ПДГ/1-6          | Подорваны                              |
| Агрегаты   | М493-100 12шт.   | Открыты                                |
|            | М400-100 6шт.    | Открыты                                |
|            | Др. клапаны 6шт. | Открыты                                |

Рис. 2. Принципиальная схема функциональных элементов конструкции ДУ

что с программного токораспределителя не было прохождения команды ВД12 до исполнительных агрегатов (клапанов отсечки О и Г) М493 – 10 и М400 – 100. Клапаны отсечки О и Г при выключении двигателей остались открытыми. По команде ВД12 дренажные клапаны на двигателях открывались по штатной логике работы. Таким методом был организован принудительный выброс компонентов топлива из баков через двигатели ускорителя I ступени: «О» – в виде жидкой фазы и «кислого» генераторного газа – через камеру сгорания, «Г» – в виде жидкой фазы и восстановительного генераторного газа – через дренажные клапаны двигателей. Происходила более полная детоксикация ускорителя I ступени РН «Протон» на пассивном участке траектории полета.

Характер изменения давления в баках «О» и «Г» ускорителей I ступени представлен на примере РН «Протон-М», рис 3. На рис 3 изображены:

- график изменения давления в баке «О» – параметр БО – 11,
- график изменения давления в баке «Г» – параметр БГ – 11.

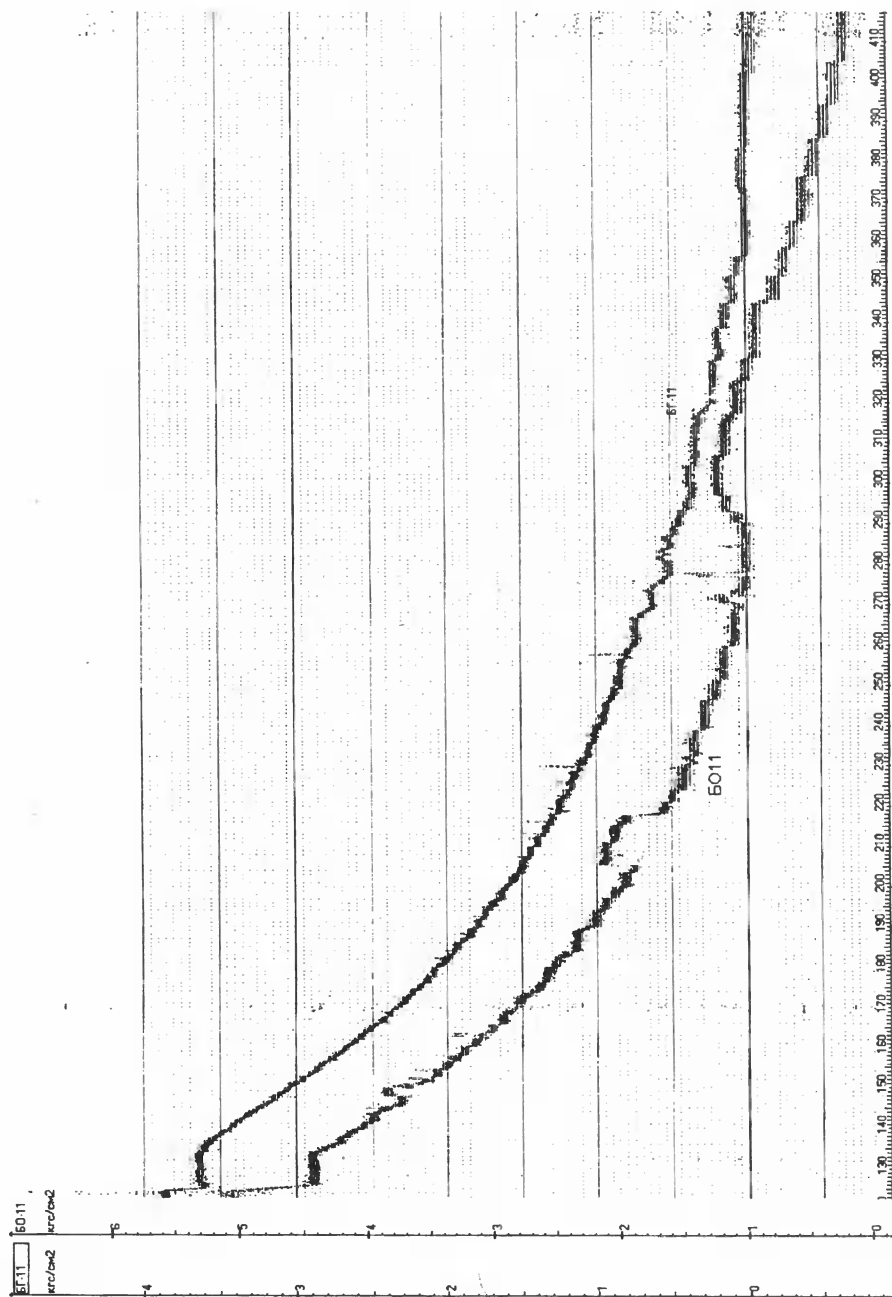


Рис. 3. Изменение давления в баках «О» и «Г» при детоксикации ускорителя I ступени РН «Протон-М» № 53509

После разделения ускорителей I и II ступеней, со 123 сек по 130 сек, происходил принудительный выброс жидкой фазы компонентов топлива – давление в баках практически было постоянным. Со 130 секунды происходил сброс из баков генераторного газа с парами компонента топлива. В конце сброса давления из баков оказывалось влияние атмосферного давления воздуха на давление в баках «О» и «Г».

Группа гражданских специалистов и поисковой группы в/ч № 33857, с разных месторасположений, наблюдали за траекторией пассивного участка полета ускорителя I ступени РН «Протон» № 36902 и 37902 в виде движущейся мерцающей точки, вспышки которой были продолжительностью 2...3 сек. Вспышки мерцающей точки являлись следствием неорганизованного горения смеси горючего и окислителя за соплами камер сгорания двигателей при раздельном выбросе компонентов топлива. Контакт ускорителя I ступени с поверхностью земли сопровождался слабыми звуками и вспышками продолжительностью 5...6 сек.

Эффективность доработок функциональных систем РН «Протон» и внутрибаковых процессов (детоксикации), происходивших на пассивном участке траектории полета ускорителя I ступени, оценивалась по результату разброса фрагментов конструкции, наличие (отсутствию) остатков компонентов топлива, воздействию КТ на подстилающую поверхность и прилегающую атмосферу. Для этой цели приказом командира войсковой части 11284 создавалась экологическая группа из представителей в/ч 11284, КБ «Салют», Национального авиакосмического агентства Республики Казахстан, Института космических исследований Академии наук Республики Казахстан, Научно-производственного объединения «Тайфун». Состав экологической группы был укомплектован следующими специалистами: от войсковой части – инспекторами охраны природной среды, от КБ «Салют» – специалистами по эксплуатации ракетной техники и экологической службы, от Республики Казахстан – специалистами экологической службы, от НПО «Тайфун» – инженер-биохимики.

Экологические группы вылетали на обследование места падения и фрагментов конструкции ускорителя I ступени шести РН «Протон»:

№ 36301 (в штатном варианте), пуск 10.09.1992 г.

№ 37201 (доработана пневмосистема), пуск 30.10.1992 г., в 19 часов 59 минут.

№ 36401 (в штатном варианте), пуск 27.11.1992 г., в 16 часов 10 минут.

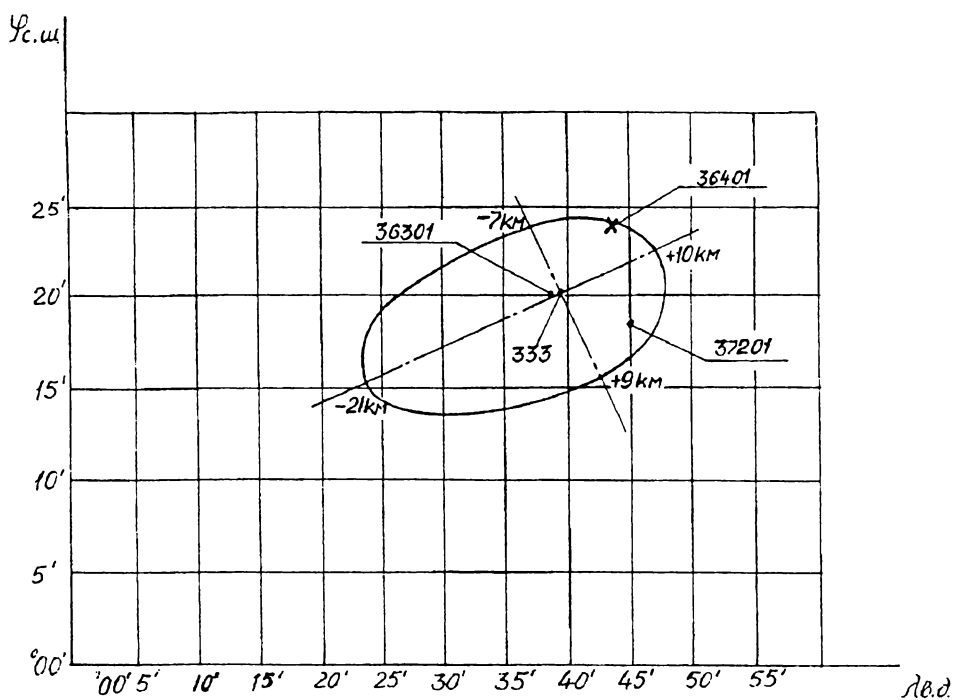
№ 36102 (доработана система управления), пуск 31.10.1994 г., в 17 часов 30 минут.

№ 36902 (доработана система управления), пуск 30.08.1995 г., в 23 часа 33 минуты.

№ 37902 (доработана система управления), пуск 26.09.1996 г., в 21 час 50 минут 53 секунды (везде время московское).

Координаты точек падения ускорителей I ступени представлены на рис 4, 5.

Обследованию подвергались в основном: баки О и Г, двигательные отсеки, гаргроты с трубопроводами, окружающая подстилающая поверхность на предмет обнаружения в них компонента топлива в свободном состоянии и производился отбор проб почвы и воздуха.



1см = 5км

Район рассеивания и координаты точек падения ускорителей I ступени

„333” — координаты центра рассеивания точек падения ускорителей I ст. :

$У_{с.ш.} = XX^{\circ} 20' 04''$   
 $Лв.д. = XX^{\circ} 39' 36''$

„36301” — координаты „точки” падения ускорителя I ст. (пуск 10.09.92г) :

$У_{с.ш.} = XX^{\circ} 20'$   
 $Лв.д. = XX^{\circ} 39'$

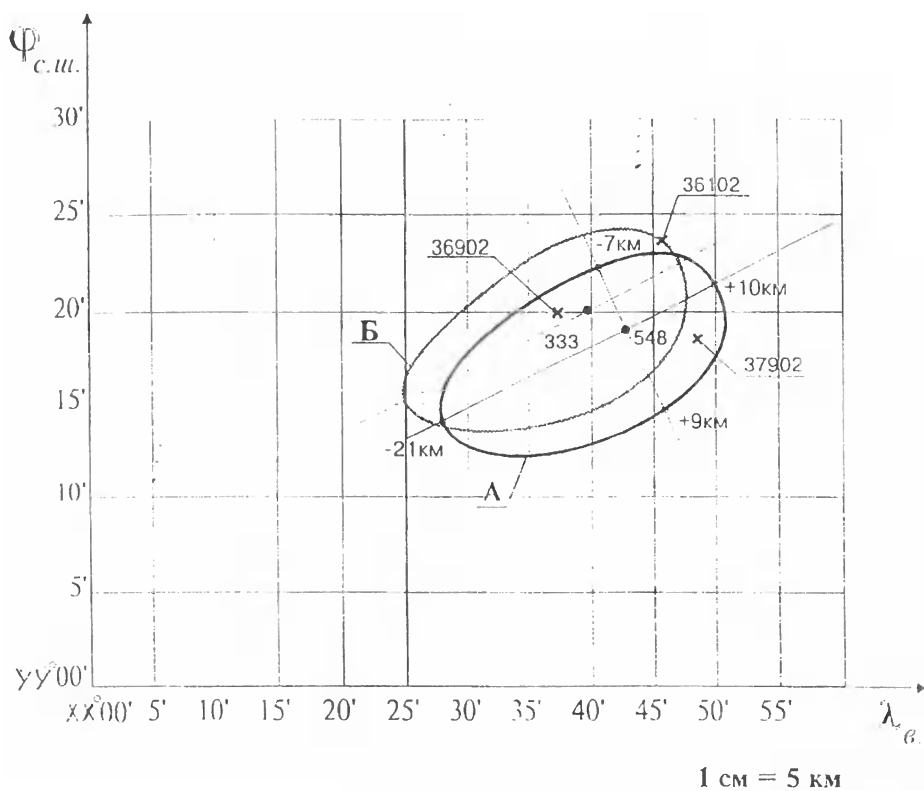
„37201” — координаты „точки” падения ускорителя I ст. (пуск 30.10.92г) :

$У_{с.ш.} = XX^{\circ} 18' 30''$   
 $Лв.д. = XX^{\circ} 45'$

„36401” — координаты „точки” падения исследуемого ускорителя I ст.:

$У_{с.ш.} = XX^{\circ} 23' 39''$   
 $Лв.д. = XX^{\circ} 43' 27''$

Рис. 4



### Эллипсы рассеивания с разными точками прицеливания

А - контур эллипса рассеивания с точкой прицеливания 548 лев.

Б - контур эллипса рассеивания с точкой прицеливания 333 лев.

548 лев - точка прицеливания блока 8с810  
изд. 8к82к серии 37902:

Координаты  
 $\varphi_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 19' 02''$   
 $\lambda_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 42' 40''$

37902 - точка падения блока 8с810:

$\varphi_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 18' 30''$   
 $\lambda_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 48' 20''$

333 лев - точка прицеливания блока 8с810  
изд. 8к82к серии 36102, 36902:

$\varphi_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 20' 04''$   
 $\lambda_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 49' 36''$

36102 - точка падения блока 8с810:  
( Отчет № 430/285 )

$\varphi_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 23' 50''$   
 $\lambda_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 45' 30''$

36902 - точка падения блока 8с810:  
( Отчет № 432/131 )

$\varphi_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 19' 48''$   
 $\lambda_{с.п.} = \text{XX}^{\circ} 37' 12''$

Рис. 5

Поскольку разброс элементов конструкции доработанных ускорителей I ступени РН «Протон» имел характерное, типичное расположение фрагментов конструкции на поверхности земли (приложение, Фото 1, 2, 3), то объем проведенной работы приводится на примере обследования места падения ускорителя I ступени РН «Протон» № 37902. Исследование места падения ускорителя I ступени началось 27.09.96 г. в 8 часов московского времени.

Ландшафт места падения ускорителя I ступени ровный, покрытый равномерной плотности низкорослой растительностью. Почва суглинистая однородная нетвердая.

План разброса фрагментов конструкции ускорителя I ступени представлен на рис 6.

Разрушение ускорителя I ступени происходило по силовым конструктивным связям боковых блоков Г с центральным блоком О. Типичным является расположение деформированных боковых блоков Г, кроме блоков Г № 1 и № 5, и хвостовых отсеков с двигателями рядом с блоком О. Фрагменты конструкции занимали условную площадь  $\sim 2400 \text{ м}^2$  (30 м  $\times$  80 м). Разрушение ускорителя I ступени было не взрывного характера.

На месте падения были обследованы следующие фрагменты конструкции.

1. Блок № 5.
2. Блок № 6.
3. Блок № 4.
4. Бак «О».
5. Блок № 3.
6. Блок № 2.
7. Блок № 1
8. Груда обломков хвостовых отсеков боковых блоков Г и двигателей.

Внутри фрагментов баков Г и бака О компонентов топлива не обнаружено. Внутри бака Г блока № 5 (поз.1) обнаружены обгоревшие части конструкции, возможно, от воспламенения восстановительного генераторного газа и остатков пристеночного слоя гептила в смеси с воздухом и «кислым» генераторным газом, проникшим в бак Г через широкие разрывы бака Г и О по периметру. Обнаружен на блоке № 6 (поз. 2) обгоревший стык обшивки гаргрота, в результате воздействия высокой температуры. Высокая температура могла быть в результате воспламенения от искры, при разрушении трубопровода, смеси восстановительного генераторного газа с воздухом или в результате самовоспламенения смеси восстановительного генераторного газа с «кислым» генераторным газом бака О. Снаружи блоки № 4 (поз. 3), № 3 (поз. 5), № 1 (поз. 7) были покрыты слипшейся пылью, возможно, вследствие «смачивания» генераторным газом баков Г при их разрушении с последующим оседанием пыли. Блоки № 4 (поз. 3), № 2 (поз. 6) снаружи локально были покрыты копотью в месте контакта с растительным покровом: копоть – след от обгоревшей травы. Были обнаружены незначительные следы горения теплозащиты хвостовых отсеков блоков № 4 (поз. 3), № 1 (поз. 7) – результат выплеска и воспламенения остатков компонентов топлива из разрушенных двигателей.





## Разрез

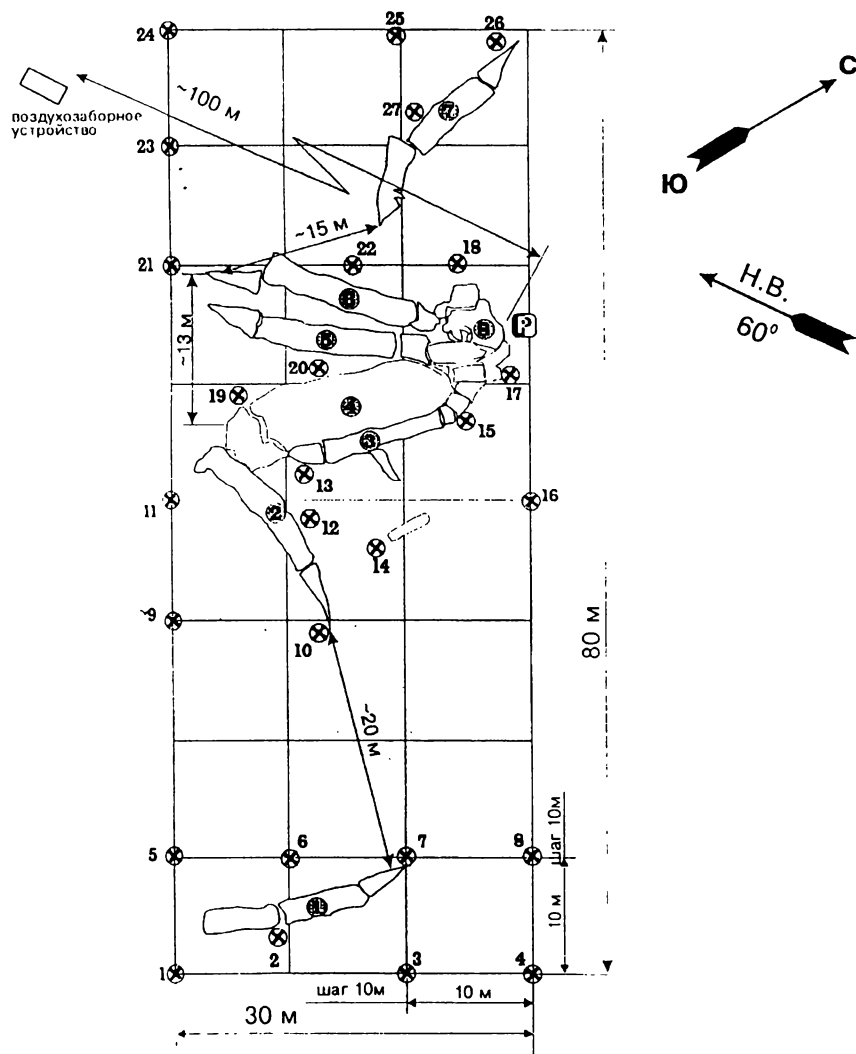
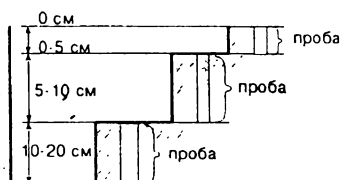


Схема плана разброса фрагментов конструкции блока 8с810  
изд. 8к82к серии №37902

Рис. 6

При обследовании нарушенных перепускных трубопроводов и коллекторов камер сгорания компонентов топлива в них не обнаружено. Груда обломков хвостового отсека ускорителя I ступени представляла, в основном фрагменты двигателей, отдельные элементы которых были в хорошем состоянии, с сохранившимся внешним видом теплозащитных чехлов. Была частично обгоревшая теплозащита хвостовых отсеков блоков № 4 (поз. 3) и № 1 (поз. 7). На конструкции некоторых хвостовых отсеков блоков Г были видны потеки и пятна от компонентов топлива (поз. 8). Почти, везде вокруг разброса фрагментов конструкции ускорителя I ступени был растительный покров естественного вида. Из вышеизложенного можно предположить, что в момент контакта ускорителя I ступени с поверхностью земли компонентов топлива в конструкции ускорителя I ступени, практически, не было.

На площади разброса фрагментов конструкции ускорителя I ступени по методике НПО «Тайфун» было взято 30 проб почвы. Пробы почвы брались в точках пересечения условно проведенных продольных и поперечных линий: 1, 3...9, 11, 16, 21, 23...25 и выборочных точках: 2, 10, 12...15, 17...20, 22, 26, 27. В точке, обозначенной «Р», в районе эпицентра удара двигательного отсека ускорителя I ступени о землю были взяты три пробы на глубине: 0...5 см, 5...20 см, 20...30 см. Каждая проба почвы была составлена из трех индивидуальных проб. Кроме того, было взято 6 проб воздуха. Проба воздуха бралась с помощью воздухозаборного устройства на высоте 0,8 м фильтром из поглощающего материала. Для определения динамики изменения загазованности окружающей среды, пробы воздуха брались с использованием шести сменных фильтров. Через каждый фильтр в течение 30 мин вентилятором прогонялся воздух с расходом 0,5 м<sup>3</sup>/мин. Воздухозаборное устройство размещалось на расстоянии ~ 100 м от груды обломков хвостовых отсеков боковых блоков Г и двигателей по направлению ветра. Отбор фоновго воздуха и эталона пробы почвы не производили так как фон воздуха и эталонная проба почвы при пусках РН «Протон» №№ 36102 и 36902 показали отсутствие концентрации гептила.

Результаты испытаний штатных и доработанных ускорителей I ступени РН «Протон» №№ 36301, 36401, 37201, 36102, 36902, 37902 приведены в сводной таблице № 1.

Приведенные в таблице № 1 сведения по обследованию полей падения показывают качественное отличие доработанных ускорителей I ступеней РН «Протон» №№ 37201, 36102, 36902, 37902 от недоработанных (штатных) ускорителей I ступеней РН «Протон» №№ 36301, 36401 (по РН «Протон» № 36301 имеются не полные сведения). Общим событием для всех ускорителей I ступени является расположение точек падения ускорителей в расчетном эллипсе рассеивания и отсутствие остатков компонентов топлива в свободном состоянии во фрагментах конструкции и почве.

Характерным отличием ускорителя I ступени РН «Протон» № 36401 после падения было следующее.

По сведению группы поиска в/ч № 33857 при контакте ускорителя с поверхностью земли была вспышка в течение 10...15 сек. Звука слышно не было, вероятно, из-за сильного ветра 15...18 м/с в направлении от наблюдателя и экрани-

Таблица 1

| Состояние конструкций РН | Штатная РН «Протон»                                                                          |       | Опытные РН «Протон»                |                                   |                            | Примечание                     |                            |                                                 |                                   |
|--------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------|-------|------------------------------------|-----------------------------------|----------------------------|--------------------------------|----------------------------|-------------------------------------------------|-----------------------------------|
|                          | Штатная конструкция ускорителя I ступени                                                     |       | Доработка ПГС ускорителя I ступени | Доработка СУ ускорителя I ступени |                            |                                |                            |                                                 |                                   |
|                          | 36301                                                                                        | 36401 | 37201                              | 36102                             | 36902                      |                                | 37902                      |                                                 |                                   |
| №№ РН «Протон»           |                                                                                              |       |                                    |                                   |                            |                                |                            |                                                 |                                   |
| Исследуемые параметры    |                                                                                              |       |                                    |                                   |                            |                                |                            |                                                 |                                   |
| 1                        | Общая площадь разброса фрагментов конструкции м <sup>2</sup>                                 |       | –                                  | 86400*<br>125000                  | 2200                       | 2100                           | 1800                       | 2400                                            |                                   |
| 2                        | Площадь со следами воздействия компонентов топлива (опаленная растительность) м <sup>2</sup> |       | –                                  | 2700                              | 700÷800                    | 40÷43                          | 11200**                    | Растительность сохранила естественное состояние |                                   |
| 3                        | Характер контакта с поверхностью земли                                                       |       | –                                  | взрывной                          | невзрывной                 | невзрывной                     | невзрывной                 | невзрывной                                      |                                   |
| 4                        | Точка падения блока                                                                          |       | Внутри эллипса рассеивания         | На границе эллипса рассеивания    | Внутри эллипса рассеивания | На границе эллипса рассеивания | Внутри эллипса рассеивания | Внутри эллипса рассеивания                      |                                   |
| 5                        | Характер пассивного участка траектории                                                       |       | –                                  | –                                 | –                          | –                              | Мерцающая «точка»          | Мерцающая «точка»                               |                                   |
| 6                        | Остатки компонентов топлива                                                                  |       | –                                  | Не обнаружено                     | Не обнаружено              | Не обнаружено                  | Не обнаружено              | Не обнаружено                                   |                                   |
| 7                        | Количества проб почвы и воздуха                                                              |       | –                                  | 15+1 – воздух                     | 18+3 – воздух              | 23+3 – воздух                  | 18+3 – воздух              | 30+6 – воздух                                   | НПО «Тайфун»                      |
|                          |                                                                                              |       | –                                  | 22-почва                          |                            | 4 – почва                      |                            |                                                 | ИКИ АН РК                         |
| 8                        | Оценочное количество гептила в почве, г                                                      |       | 54400                              | 45500                             | 2700***                    | 460                            | 2000****                   | 120                                             | Заключительный отчет НПО «Тайфун» |

\* Площадь разброса крупных фрагментов конструкции.

\*\* Большая площадь обгоревшей растительности объясняется влиянием сильного ветра.

\*\*\* При неполной детоксикации.

\*\*\*\* Влияние внешних факторов.

рования горным рельефом местности. Деформированные крупные части разрушенной конструкции ускорителя занимали условную площадь  $\sim 86400 \text{ м}^2$  ( $360 \text{ м} \times 240 \text{ м}$ ); с учетом мелких частей конструкции площадь разброса достигала  $\sim 125\,000 \text{ м}^2$ . Площадь воздействия КТ на растительный покров составила  $\sim 2700 \text{ м}^2$ .

По размеру площади разброса и характеру разрушения ускорителя I ступени: много крупногабаритных фрагментов конструкции и очень много мелких обломков конструкции – можно сделать вывод, что контакт ускорителя I ступени в виде единой полиблочной конструкции с поверхностью земли был взрывного характера.

По методике НПО «Тайфун» было взято 15 проб почвы и одна проба воздуха. Проба воздуха бралась с помощью воздухозаборного устройства с установленным в нем фильтром из поглощающего материала. Через фильтр прогонялся вентилятором воздух в течение 1-го часа с расходом  $0,5 \text{ м}^3/\text{мин}$ . Воздухозаборное устройство размещалось на высоте  $0,8 \text{ м}$  и на расстоянии  $40 \text{ м}$  от границы площади воздействия компонента топлива по направлению ветра.

Представители ИКИ АН Республики Казахстан брали пробы почвы по условно проведенным прямым линиям от эпицентра соударения под углом  $17^\circ$ ,  $75^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $270^\circ$  и  $330^\circ$ . Пробы почвы для химического анализа были направлены в лабораторию Академии наук Республики Казахстан.

Проведенный химический анализ проб почвы в Институте экспериментальной метеорологии НПО «Тайфун» определил суммарную количественную величину гептила в обследуемом районе в размере  $45\,500 \text{ г}$ .

Многие исследуемые параметры в таблице № 1, при испытании ускорителей I ступени РН «Протон» №№ 37201, 36102, 36902, 37902, имеют одинаковые характеристики и значения величин одного порядка. Однако, ускоритель I ступени РН «Протон» № 37201 имел большую площадь воздействия компонентов топлива (опаленной растительности)  $\sim 700\ldots 800 \text{ м}^2$  и оценочное количество гептила в почве  $\sim 2700 \text{ г}$ . Вероятно, это произошло из-за не полной детоксикации ускорителя I ступени – двигатели были заполнены компонентами топлива. Ускоритель I ступени РН «Протон» № 36902 имели огромную площадь опаленной растительности  $\sim 11200 \text{ м}^2$  и повышенное количество гептила в почве  $\sim 2000 \text{ г}$ . Процесс образования огромной площади опаленной растительности можно представить так: самовоспламенение смеси остатков амила и гептила, выплеснувшихся из баков, инициировало горение самой травы в форме огненного фронта, движущегося по направлению сильного ветра ( $15\ldots 17 \text{ м/с}$ ). Повышенное количество гептила в почве  $\sim 2000 \text{ г}$  могло образоваться из-за сильного ветра, который повлиял на предельное соотношение компонентов топлива. При этом в очаге самовоспламенения произошло не полное сгорание гептила, в результате чего повышенное количество гептила сохранилось в почве.

Отличие результатов обследования поля падения отработавшего ускорителя I ступени РН «Протон» № 36102 заключается в отборе проб почвы. По методике НПО «Тайфун» было взято 23 пробы почвы и 3 пробы воздуха. По методике ИКИ АН Республики Казахстан было взято 4 пробы почвы. Все пробы НПО «Тайфун» и ИКИ АН Республики Казахстан были направлены на химический анализ в НПО «Тайфун».

По результатам детоксикации баков доработанных ускорителей I ступени РН «Протон» можно сделать следующий вывод.

1. Геометрическое место точек падения ускорителей I ступени находилось внутри эллипса рассеивания.

2. Фрагменты конструкции ускорителей I ступени на поверхности земли лежали кучно и занимали условную площадь от 1800 м<sup>2</sup> до 2400 м<sup>2</sup> – в 36...48 раз меньше площади разлета фрагментов конструкции недоработанных ускорителей I ступени.

3. Контакт с поверхностью земли ускорителей I ступени были невзрывного характера.

4. До контакта с поверхностью земли ускорители I ступени представляли единую полиблочную конструкцию.

5. При осмотре доступных мест фрагментов конструкции наличие компонентов топлива не обнаружено.

6. По результатам химического анализа Института экспериментальной метеорологии НПО «Тайфун» количество гептила в почве после детоксикации баков ускорителей I ступени на пассивном участке траектории полета уменьшилось в среднем примерно в 40 раз по сравнению с недоработанными (штатными) ускорителями I ступени РН «Протон».

Метод детоксикации с раздельным принудительным выбросом компонентов топлива из баков через двигатели, на пассивном участке траектории полета ускорителя I ступени, внедрен в конструкцию РН «Протон-М».

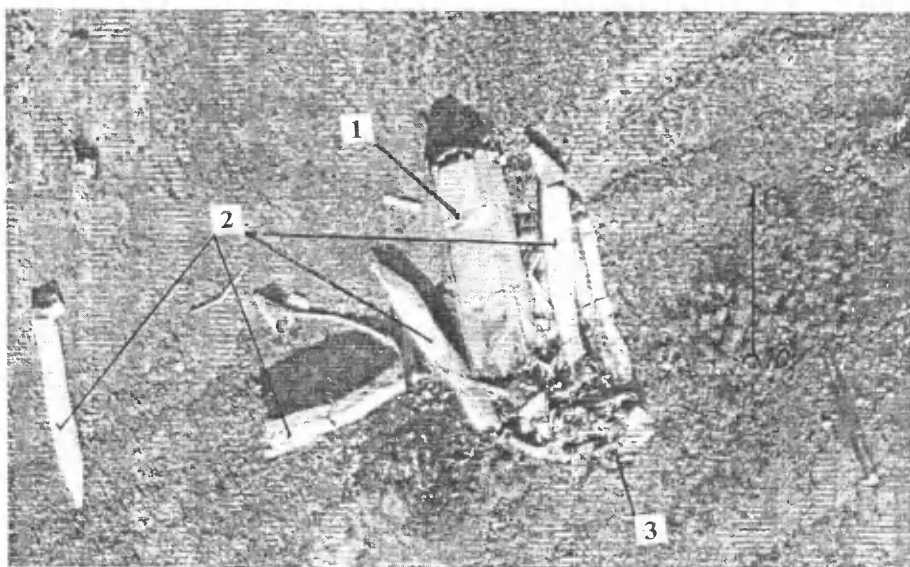


Фото 1. Фрагменты конструкции ускорителя I ступени РН «Протон» № 36102:

1 – центральный блок «0» первой ступени; 2 – подвесные блоки баков «Г» первой ступени;  
3 – двигательный отсек первой ступени

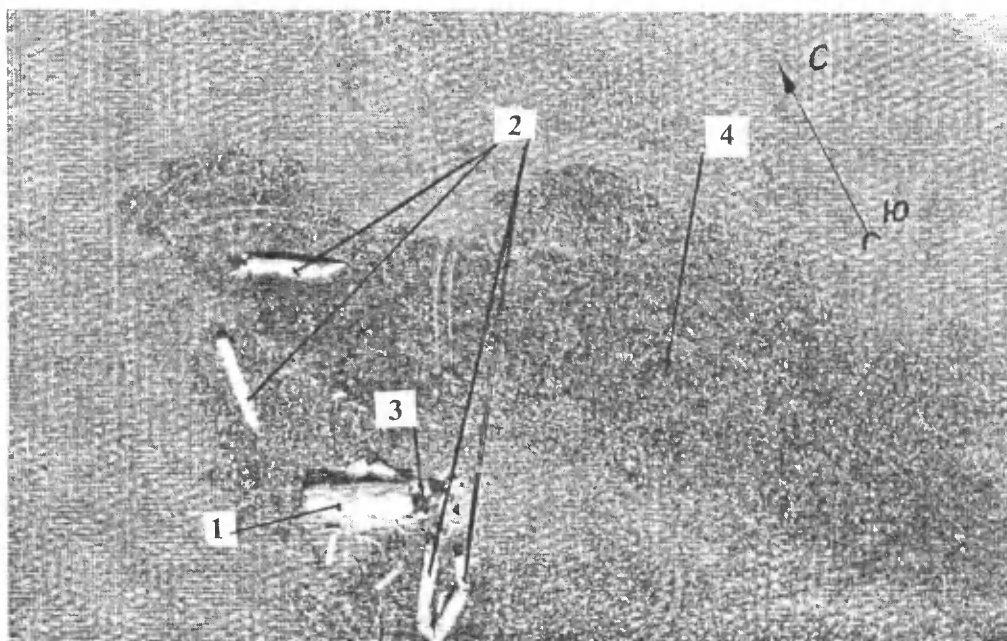


Фото 2. Фрагменты конструкции ускорителя I ступени РН «Протон» № 36902:

1 – центральный блок «0» первой ступени; 2 – подвесные блоки баков «Г» первой ступени;  
3 – двигательный отсек первой ступени; 4 – выгоревшая земля после падения первой ступени

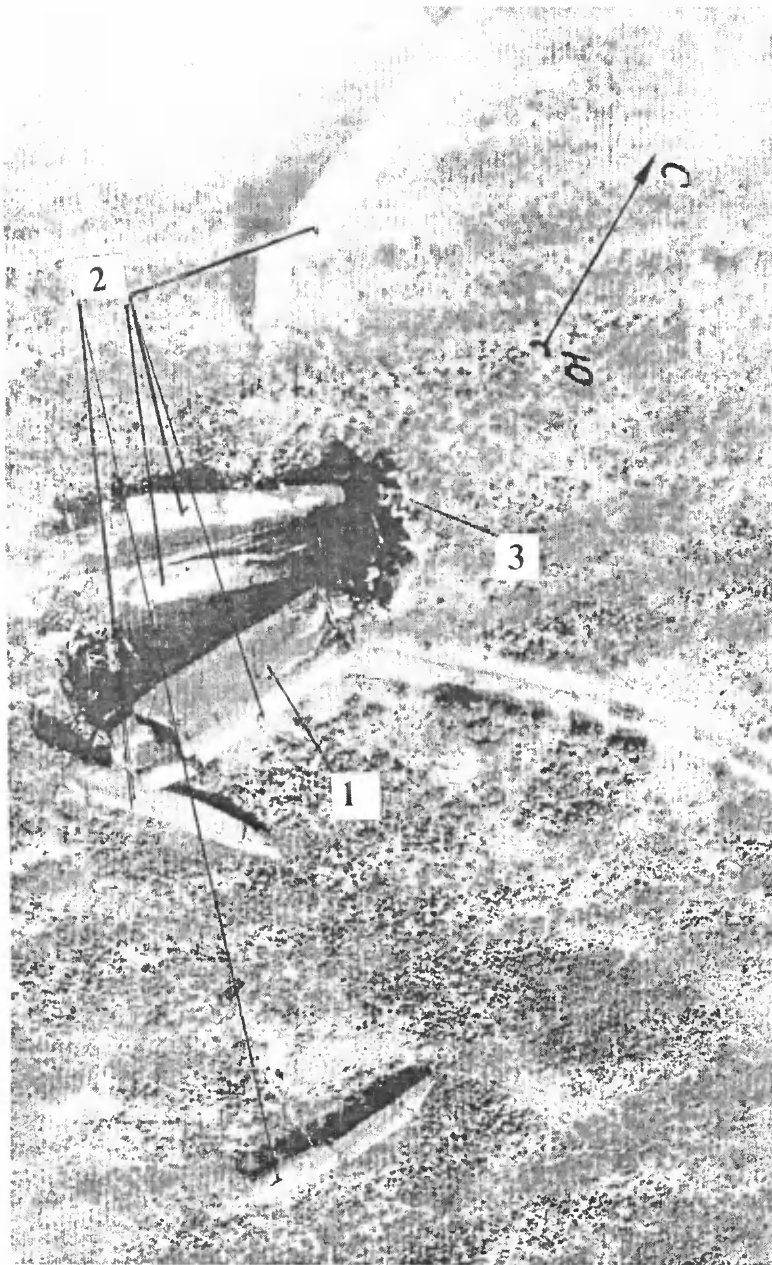


Фото 3. Фрагменты конструкции ускорителя I ступени РН «Протон» № 37902:

1 – центральный блок «0» первой ступени; 2 -- подвесные блоки баков «Г» первой ступени;  
3 – двигательный отсек первой ступени

# РАСЧЕТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

## Вопросы динамики полета при создании боевых и космических ракет

*Д.т.н. Цуриков Ю.А.*

В 1960 году для разработки новых направлений РКТ ОКБ-23 в качестве Филиала №1 ЦКБМ было передано В.Н. Челомею.

На счету организации были такие выдающиеся бомбардировщики дальнего действия, как М-4, 3-М, М-50. Созданы они были в очень короткие даже по тем временам сроки.

В рамках ОКБ-23 одним из основных направлений работы был расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата.

Теоретический расчет, дальнейшее экспериментальное уточнение аэродинамических коэффициентов являются базой для определения дальности, высоты полета, а также для изучения устойчивости и управляемости самолета. Используя аэродинамические характеристики, определяют нагрузки при прочностных расчетах, тепловые режимы элементов конструкции и, наконец, структуру системы управления. Весь этот комплекс вопросов наряду с проектной службой находился в подчинении у Л.Л. Селякова.

Аэродинамическая группа во главе с И.Е. Баславским была выделена в отдел, в который вошли к.т.н. И.К. Костенко, М.С. Гинзбург, Д.Ф. Орочко, М.К. Прокофьева и ряд других специалистов. В дальнейшем, по мере развития тематики, в отдел на должность старшего инженера пришли Юлий Григорьевич Добровский (в дальнейшем – зам. главного конструктора) и группа молодых специалистов, окончивших Московский физико-технический институт: Комаров В.Д., Федоров О.Г. в 1955 г. и Цуриков Ю.А. в 1957 г.

После ухода из организации И.Е. Баславского отдел был преобразован в конструкторское бюро, руководителем которого назначили Ю.Г. Добровского. Юлий Григорьевич организовал несколько новых отделов и бригад, руководителями которых стали Костенко И.К., Годовиков В.В., Гинзбург М.С., Колчин Ю.П., Комаров В.Д., Моишеев И.Н., Федоров О.Г., Цуриков Ю.А.

В период 1956–1960 гг. под руководством В.М. Мясничева создавался стратегический сверхзвуковой бомбардировщик М-50 – высокоплан с тонким треугольным крылом и длинным тонким фюзеляжем, с 4 ТРД на крыле, с велосипедным шасси. Экипаж состоял всего из двух человек. Отсюда – высокий уровень автоматизации. В частности, на самолете М-50 были установлены автомат продольного управления (АПУ) демпфера рыскания и крена, автомат перекачки топлива.

В корпусе, где проводились экспериментальные работы, была полностью «выложена» механическая проводка управления с автоматами, была установлена кабина летчика. Летчик имел возможность управлять штурвалом и через проводку воздействовать на бустера и, следовательно, на управляющие органы. Динамика движения самолета была представлена в виде соответствующих диф-



ференциальных уравнений, которые решались в процессе «полета» на моделирующих машинах. Таким образом, был сформирован замкнутый контур управления.

Эти работы позволяли не только обучать летчиков и готовить их к первому вылету, но и уточнять основные параметры системы управления (СУ) самолета.

Когда самолет М-50 был перебазирован в ЛИИ ДБ и подготовлен для экспериментов, аналогичный стенд-тренажер был создан уже на «реальном» самолете. Колебания самолета летчик мог видеть в виде колебаний «креста». Разумеется, больше всех тренировались А. Липко и Н. Горяинов – им предстояло поднять самолет в воздух.

Большое участие в этих работах приняли Казанцев С.П., Каргин И., Голенченко Н.А., Моисеев А.С., Хазанович Р., Шулешов В.Ф. и ряд других инженеров.

В портфеле у В.М. Мясичева был еще целый ряд проектов тяжелых самолетов – М-52, М-53, М-54, М-56 и т.д. Одновременно велись работы по созданию тяжелой сверхзвуковой ( $M > 3.0$ ) крылатой ракеты «Буран». Для этой ракеты были изготовлены корпус из нержавеющей стали, крыло из титана, были проведены в ЦАГИ статические и динамические испытания на прочность. «Буран» был оснащен прямоточным двигателем, а старт осуществлялся с помощью четырех стартовых ускорителей. Модели этой ракеты были испытаны в свободном полете в ЛИИ.

При переходе на новую тематику на первом этапе работ филиалу №1 ЦКБМ было поручено создание ракеты-носителя УР-200 для вывода на орбиту военных спутников «ИС» и «УС», при этом предполагалось использовать носитель и как межконтинентальную баллистическую ракету (МБР) с дальностью 10 тысяч км и весом около 140 т.

К новым техническим решениям, обеспечивающим ракете УР-200 повышенные эксплуатационные характеристики, в первую очередь следует отнести систему управления с автоматизированной подготовкой к пуску, максимально механизированный наземный комплекс, который позволял производить дистанционно установку ракеты на стартовый стол.

Важно подчеркнуть, что управление на первой ступени осуществлялось поворотом основных двигателей. Использование маршевых (основных) двигателей в качестве поворотных заставило изрядно потрудиться специалистов по динамике и системам управления.

Когда УР-200 поставили на стартовый стол, закрепили ветровыми захватами, подали гидравлику на гидроприводы, то появились колебания. Характер колебаний был впечатляющим, даже показалось, что УР-200 может быть сброшена со стартового стола. Эксперимент прекратили. Были даны указания: снять частоты и формы колебаний прямо на натурном изделии в лабораторных условиях.

Оказалось, что одна из частот упругих колебаний ракеты, установленной на столе, совпала с частотой колебаний тяжелых маршевых двигателей, подвешенных на траверсах в хвостовом отсеке 1-й ступени. Попросту говоря, выявился резонанс. Было рассмотрено несколько технических решений, и остановились на установке специального фильтра в СУ, разрабатываемого организацией Н.А. Пилюгина. Вопрос был решен.

Правда, это решение оказалось приемлемым только для УР-200. При разработке каждого следующего изделия с тяжелыми маршевыми управляющими двигателями это явление приходилось тщательно изучать. Результатом этих работ было создание ряда гидромеханических демпферов, которые позволяли сформировать нужные динамические характеристики рулевого привода и исключить опасные колебания. По этой тематике нашими специалистами было защищено 5 кандидатских диссертаций – это Альбрехт А.В., Владимиров А.В., Лучанская М.И., Будников Д.В., Ганопольский Л.З., подготовлено несколько десятков изобретений, статей и отраслевых стандартов, а главное – на последующие ракеты устанавливались серийно изготовленные гидромеханические гасители колебаний.

В ноябре 1963 г. состоялся первый пуск. Всего было проведено 9 пусков, в которых были подтверждены заданные летные характеристики. В 1964 г. УР-200 была закрыта в связи с изменением требований заказчика в части защищенности стационарных установок.

Первый опыт был использован при разработках ракет семейства УР-100 и ракеты «Протон».

В 1967 г. комплекс УР-100 был принят на вооружение.

Далее последовали модернизированные варианты УР-100: УР-100К, УР-100Н, УР-100Н УТТХ.

В процессе отработки системы управления ракеты УР-100 (Главный конструктор — В.И.Кузнецов) был построен динамический стенд на территории филиала №1. Большой вклад в его создание и работы внесли Лапин А.А., Коновалов А.Д., Шкшня В.И. (представители НИИ ТП под руководством В.И. Кузнецова), Альбрехт А.В., Никитин А.В., Шафир И.Г., Рогова О.Р., Парфенов И.Л. Автор этих строк - Цуриков Ю.А – был техническим руководителем по отработке СУ.

На этом стенде был решен ряд важных вопросов.

Комплекс УР-100Н к 1985 году был замнен на более совершенный вариант УР-100Н УТТХ.

Летные испытания изделия УР-100Н завершались, и они показали хорошие характеристики ракеты практически по всем параметрам. Были все основания поставить ракету на боевое дежурство, и вдруг, на завершающем этапе испытаний, при пуске на максимальную дальность случилось непредвиденное.

Оказалось, что требуемая точность попадания полезной нагрузки в заданный район не обеспечивается.

Данный пуск отличало от предшествующих следующее:

1. Прежде всего – при стрельбе на максимальную дальность топливо вырабатывалось из баков почти полностью.

2. Из анализа телеметрических данных следовало, что величина вибрационных перегрузок в приборном отсеке, где располагалась гиростабилизированная платформа (ГСП), значительно превышала заданную разработчиками командных приборов (НИИ ТП – главный конструктор В.И. Кузнецов).

Сравнили с другими ракетами разного класса. Выяснилось, что с подобными процессами сталкивались и раньше, особенно на американских ракетах. Явление это называется POGO.

| Ракета                                          | L,<br>м | D,<br>м | Год  | $\Delta T$                | $f$ ,<br>Гц | $n_x$ | Результат<br>доработок          | Затраты                        |
|-------------------------------------------------|---------|---------|------|---------------------------|-------------|-------|---------------------------------|--------------------------------|
| Атлас-Эджена                                    | 26      | 3,05    | 1960 | 0-30 с                    | 5           | 2g    |                                 |                                |
| «Титан-II»                                      | 27,4    | 3,05    | 1962 | 100-150 с<br>max<br>120 с | 10-15       | 2,5g  | К пуску<br>«Джемини» 0,2 g      | Более<br>1 млн дол-<br>ларов   |
| «Сатурн-5» с КЛА<br>«Аполлон-6»<br>(I ступень)  | 110     | 10      | 1968 | 100-135 с<br>max<br>125 с | 5,3         | 0,6g  | К пуску<br>«Аполлон-8»<br>0,1 g | 52 огне-<br>вых испы-<br>тания |
| «Сатурн-5» с КЛА<br>«Аполлон-9» (II<br>ступень) | 68      | 10      |      | 500-535 с                 | 16,8        | 12 g  |                                 |                                |
| «Юпитер»                                        | 21,7    | 1,8     | 1958 |                           |             |       |                                 |                                |
| «Тор-Эджена»                                    | 23,5    | 2,44    | 1959 |                           |             |       |                                 |                                |

В этой таблице даны характеристики ракет ( $L$  – длина,  $D$  – диаметр), временной интервал  $\Delta T$ , на котором происходило явление, а также частоты колебаний  $f$  и величины перегрузок  $n_x$  при этих колебаниях.

Возможность появления в полете динамически неустойчивого режима связано, как правило, с взаимодействием упругого корпуса ракеты, жидкости в баках и трубопроводах и жидкостного ракетного двигателя. Механизм автоколебательного режима формируется следующим образом.

Случайно возникшие отклонения силы тяги двигателя  $\Delta P$  через упругий корпус передаются на топливные баки. Это приводит к колебаниям давления  $\Delta p$  и расхода  $\Delta G$  в топливном тракте ракеты и вызывает пульсацию давления  $\Delta p_{\text{дв}}$  в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

При определенном неблагоприятном соотношении параметров в контуре устанавливается режим автоколебаний.

Эти автоколебания нарушают штатную работу как ГСП, так и высокоточных прецизионных гиросtatических приборов, стоящих на ней.

Изучение POGO, особенно на высоких частотах (в данном случае автоколебания в районе приборного отсека формировались на частотах  $f = 24-26$  Гц), требует изучения процессов у составляющих замкнутого контура с помощью датчиков и приборов, которые могут проводить измерения с точностью тысячных долей секунды.

При решении данной проблемы особенно много пришлось поработать специалистам КБ «Салют»: Дьяченко Ю.В., Карраску В.К., Миркину Н.Н., Чернякову Д.С., Цурикову Ю.А., Ильенко Ю.Е., Здановичу Ю.К., Казакову М.С. и др. При этом основная тяжесть работ легла на отдел прочности.

Много трудились специалисты-динамики из других организаций: В.И. Кузнецов, А.А. Лапин, В.И. Феодосьев, К.С. Колесников, М.С. Натанзон (НИИТП).

Из представителей военной присмки особенно много работал безвременно ушедший из жизни А.П. Енилин.

Детально рассматривался ряд предложений. Приведу некоторые из них.

1. Изменить настроечные характеристики демпфера – гасителя продольных колебаний. Такой демпфер установлен на ракете штатным образом.

2. Разработать и применить специальные амортизаторы, исключающие на определенном отрезке траектории (где возникают колебания) прохождение этих колебаний на ГСП.

3. Уменьшить величину тяги двигателя на участке возникновения POGO посредством регулятора кажущейся скорости (РКС) путем доработки алгоритма РКС.

Всего было более 10 предложений. Каждое из мероприятий (а также их совокупность) давало определенный эффект, но полного решения задачи не было.

В книге выдающегося механика С.П. Тимошенко детально разобрана динамика простейшей двухмассовой системы.

Если к основной массе, подвешенной на пружине, подвесить дополнительную массу на пружине, то она при определенных параметрах может быть использована как механический гаситель колебаний.

Такие гасители используются в станкостроении, судостроении и в других отраслях.

На основании этого принципа совместными усилиями решение было найдено.

Было разработано устройство, обеспечившее в условиях широкого диапазона температур необходимое демпфирование, проведена экспериментальная отработка. Это устройство в виде гасителя колебаний установили на ракету.

Первый же пуск с разработанным гасителем показал высокую эффективность метода. Заданная точность ракеты была обеспечена.

Так в Центре Хруничева в результате проведенных работ появился новый тип гасителя опаснейших продольных колебаний.

Параллельно с работами над межконтинентальными баллистическими ракетами легкого класса в середине 1961 г. были начаты проектные работы над 500-тонной двухступенчатой ракетой УР-500.

Первоначально ракета УР-500 задумывалась как РН гражданского и боевого назначения. В дальнейшем задание было изменено, и УР-500 создавалась как носитель для выведения космических аппаратов.

Ракета имела довольно большую длину и ограниченную жесткость и, следовательно, низкие частоты упругих поперечных колебаний корпуса. При колебаниях жидкости в баках (а это около 90 % массы ракеты) могли возникнуть резонансные явления. Благодаря разумно выбранным геометрическим характеристикам баков ракеты и другим принятым конструктивным мерам явления резонанса удалось избежать. Это было важно, так как разнесение частот упругих колебаний корпуса и частот колебаний жидкости в баках позволяло обеспечить управление ракетой автоматом традиционной схемы. Подобная схема в ракетной технике была уже хорошо отработана.

Пуск этой ракеты был проведен в 1965 г. с выведением на околоземную орбиту научной космической станции «Протон-1». Всего на УР-500 было выведено в двухступенчатом варианте 3 станции «Протон-1». Наименование этих космических станций было присвоено РН УР-500. Так появилась ракета-носитель «Протон».

В 1962 г. было подписано Постановление правительства о создании трехступенчатой РН «Протон», а в 1965 г. вышло постановление о РН «Протон-К». В кооперацию по созданию РН вошли такие авторитетные организации, как КБ Энергетического машиностроения (В.П. Глушко) – двигатели 1-й ступени, КБ Химавтоматики (С.А. Козберг, а впоследствии А.Д. Конопатов) – двигатели 2-й и 3-й ступеней, НИИ автоматики и приборостроения (Н.А. Пилюгин, а впоследствии В.Л. Лапыгин) – система управления, КБ Общего машиностроения (В.П. Бармин) – стартовый комплекс, филиал №2 ЦКБМ (В.М. Барышев) – технический комплекс.

Одними из важных принципов, предопределивших успех РН «Протон-К», явились:

1. Удачная компоновочная схема и разумно выбранная величина выводимой полезной нагрузки.
2. Большая достоверность математических моделей, описывающих основные составные части ракты (собственно ракты, система управления, двигательные установки, рулевые приводы и т.д.).
3. Широкое использование динамически подобных моделей.
4. Использование в большой мере собственной и отраслевой экспериментальных баз.
5. Высокая технологическая культура и культура производства.

А самое главное – это дружная работа всей кооперации при хорошо поставленном руководстве. Следует особо подчеркнуть связь с заводом им. М.В. Хруничева.

Базовые параметры ступеней, двигателей, системы управления РН постоянно обсуждались ведущими специалистами КБ «Салют» и ЗИХа, и неизменно учитывались потенциальные возможности воплощения в металл разрабатываемого проекта.

В июне 1993 г. распоряжением Президента РФ был образован Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева, который объединил завод им. М.В. Хруничева и КБ «Салют» – бывший филиал №1. Генеральным директором ГКНПЦ им. М.В. Хруничева был назначен А.И. Киселев. Анатолий Иванович проделал огромную работу, продвинув РН «Протон-К» на международные космические рынки, и сумел резко расширить объем космических услуг не только внутри нашей страны, но и для целого ряда зарубежных стран. За создание, экспериментальную отработку крупных тяжелых РН, космических аппаратов и их производство большая группа разработчиков Центра им. М.В. Хруничева (Киселев А.И., Альбрехт А.В., Городничев Ю.П., Калинин А.А., Коблов В.И., Карраск В.К., Цуриков Ю.А. и др.) были награждены премией Правительства РФ.

В 2001 году распоряжением Президента РФ №64-РП Генеральным директором ГКНПЦ им. М.В. Хруничева был назначен А.А. Медведев. В 2005 году А.А. Медведев освобожден от должности. Указом Президента № 569 от 25.11.05 генеральным директором ГКНПЦ им. М.В. Хруничева назначен Нестеров Владимир Евгеньевич.

Александр Алексеевич продолжил стратегическую линию А.И. Киселева и провел ряд мероприятий по улучшению характеристик РН «Протон».

Суть этих мероприятий состоит в следующем:

1. Разработка системы управления с бортовой вычислительной машиной. Это позволило использовать новые типы алгоритмов для снижения нагрузок, действующих на «Протон», существенно уменьшить остатки невырабатываемого топлива и в перспективе повысить надежность РН в случае возникновения нештатных ситуаций.

2. Использование вновь разработанного блока «Бриз-М» для выведения КА на геостационарную орбиту и на отлетные траектории.

3. Повышение экологической чистоты эксплуатации изделия. Это достигается как за счет уменьшения остатков топлива на 1-й и 2-й ступенях, так и за счет сокращения полей падения отбрасываемых частей ракеты.

4. Снижение «сухой» массы «Протона» за счет усовершенствования конструкции и применения новых материалов.

Реализация названных мероприятий позволила провести глубокую модернизацию «Протона-К» и создать изделие «Протон-М», первый пуск которого по программе летных испытаний прошел 7 апреля 2001 г. Восьмой пуск «Протона-М» с новым блоком «Бриз-М» был 36-м коммерческим пуском и вывел на орбиту спутник «DirecTV-8» с наклоном  $i=18^\circ$ , высотой перигея  $H_p = 6451$  км,  $H_A = 35621$  км. Все 8 пусков прошли успешно.

Здесь уместно будет отметить ряд важных особенностей разгонного блока (РБ) «Бриз-М». Этот двухступенчатый РБ обеспечивает выведение космических аппаратов на низкие, средние, высокие орбиты и геостационарную орбиту (ГСО).

РБ состоит из центрального блока на базе РБ «Бриз-КМ» и окружающего сбрасываемого дополнительного топливного бака (ДТБ) тороидальной формы.

Основные особенности: предельно малые габариты, возможность выведения тяжелых и крупногабаритных КА, максимальное время автономного полета – не менее 24 часов, число включений маршевого двигателя – до 8 раз.

Инерциальная СУ обеспечивает терминальное наведение и осуществляет следующие функции:

- инерциальную навигацию;
- управление угловым движением;
- управление режимами работы ДУ и других бортовых систем РБ;
- управление отделением КА и ряд других.

Бортовой цифровой комплекс разработан МО КБ «МАРС» (А.С.Сыров), гиостабилизированная платформа – НПО КП (Арефьев).

РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» обеспечивает выведение полезной нагрузки на ГСО до 3.5 т.

В заключение следует отметить следующее.

Высокая надежность, живучесть тяжелых самолетов, баллистических ракет и ракет-носителей космических аппаратов, спутников и космических станций, созданных ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, достигается благодаря:

1. Постоянному изучению потребностей государства, исходя из мирового опыта строительства летательных аппаратов, анализа рынка аэрокосмических услуг и потребностей конкретных заказчиков.

2. Хорошо продуманным компоновочным схемам, созданным в тесном контакте Центра М.В. Хруничева с организациями-смежниками с учетом народно-хозяйственных задач, потребностей обороны, конкурентоспособности на коммерческом рынке.

3. Большой достоверности математических моделей, описывающих динамические (баллистические, прочностные, тепловые) процессы составных частей разрабатываемых летательных аппаратов, собственно ЛА, агрегатов, системы управления, двигателей, рулевых машин, управляющих органов и т.д.

4. Всесторонней экспериментальной отработке как при автономных, так и при комплексных испытаниях в организациях-смежниках и Центре им. М.В. Хруничева.

5. Своевременной модернизации продукции, создаваемой центром им. М.В. Хруничева.

6. Высокой конструкторско-технологической культуре, хорошей оснащенности производства, квалификации кадров и разумному руководству производственным процессом.

### **Гидропривод в составе замкнутого контура регулирования и методы его коррекции**

*Д.т.н. Цуриков Ю.А.*

В ракетной технике широко применяются приводы различного назначения. Особые требования предъявляются к приводам, используемым в системе управления ракет-носителей и космических аппаратов для обеспечения работы автоматических систем, как, например, автомата стабилизации, регулятора кажущейся скорости, системы опорожнения баков, гиросtabilизированной платформы и других.

Такие приводы должны обладать быстродействием, достаточной мощностью на выходе, небольшими массой и размерами, повышенной точностью воспроизведения задаваемых режимов и высокой надежностью.

Задача обеспечения указанных требований в различных автоматических системах приводит к необходимости создания большого разнообразия схем и конструкций следящих приводов. В ракетной технике применяются как электрические, так и гидравлические приводы. Но наиболее широкое использование нашли электрогидравлические следящие приводы. Основным преимуществом электрогидравлических следящих приводов перед остальными конструктивными схемами является сочетание высоких динамических качеств с простотой передачи управляющего сигнала, что позволяет достаточно легко обеспечить связь с бортовой вычислительной машиной. Однако применение электрических средств управления гидравлическими приводами связано со значительными трудностями конструирования и расчета электрогидравлических

преобразователей, включающих в себя электромагнитные элементы и гидравлические усилители.

Электрогидравлические следящие приводы различаются:

- по способу управления: дроссельный, струйный, объемный;
- по виду управляющего сигнала: аналоговый, цифровой, шаговый, релейный;
- по виду обратной связи: с механической ОС, с электрической ОС;
- по типу движения выходного элемента: с поступательным движением, с вращательным движением выходного элемента;
- по виду источника питания: автономное (насосная станция), централизованная магистраль, непосредственно от рабочего компонента топлива.

На практике используются все из перечисленных типов и конструктивных схем приводов в зависимости от технических требований, конкретных условий работы привода, накопленного опыта.

В статье рассматриваются электрогидравлические приводы, используемые в системе автомата стабилизации как исполнительный механизм органов управления ракет-носителей и космических аппаратов. На рис.1 дана принципиальная схема одного из таких приводов.

## **1. УСТОЙЧИВОСТЬ ПРИВОДА. ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИЧИНЫ, ПОРОЖДАЮЩИЕ АВТОКОЛЕБАНИЯ**

Главный враг работоспособности привода – колебания его узлов, звеньев, деталей. Без устойчивости привода нет работоспособности. Не случайно около половины работ по рулевому приводу посвящено динамике и устойчивости. На сегодня изучен и изучается целый ряд видов неустойчивости. Среди причин, порождающих колебания, следует назвать такие, как: пульсирующая подача жидкости насосом, резкое изменение проходных сечений в управляющих устройствах, периодический характер сил сопротивления, наличие «падающих» характеристик и т.д.

На устойчивость системы оказывают большое влияние упругость трубопроводов и жидкости, наличие люфтов, зазоров в силовой проводке, нежесткость крепления гидропривода.

Известны случаи, когда появление в жидкости нерастворенного воздуха приводило к потере устойчивости системы, имевшей достаточный запас устойчивости, когда жидкость не содержала воздуха. Рассмотрим конкретный процесс формирования колебаний для привода в целом и его звеньев.

**Колебания клапанов.** На затвор клапана, находящегося в потоке жидкости, постоянно действует пульсирующее давление от насоса, являющееся периодической функцией времени с периодом, равным времени оборота ротора насоса. Поскольку клапан представляет собой динамическую систему, связанную с упругой средой – жидкостью, в этой системе при определенных условиях могут возникнуть автоколебания, которые способны нарушить работу всей связанной с клапаном гидросистемы (вызвать пульсации давления и пр.), а также вызвать поломку пружины клапана.

**Колебания трубопроводов.** Наибольшее число разрушений трубопроводов приходится на напорные участки гидравлических систем. Это легко объясняется



тем, что трубопроводы этих участков более чем другие подвержены воздействию динамических нагрузок. Основную роль здесь играют пульсации давления, создаваемые насосами. Эти пульсации могут вызвать интенсивные вынужденные колебания трубопроводов, а в случае совпадения частот - резонансные вибрации. Такие вибрации чаще всего и являются на практике основной причиной, приводящей к усталостным разрушениям трубопроводов.

**Режимы неустойчивости в устройстве «сопло-заслонка».** Как известно, для приводов дроссельного типа наиболее распространенным регулирующим элементом является сопло-заслонка. Как показывает эксперимент, в зазоре между соплом и заслонкой имеют место сложные физические процессы течения жидкости.

В зависимости от величины числа Рейнольдса и относительного противодействия устройство сопло-заслонка работает в одном из трех режимов: безотрывном режиме с кавитацией, безотрывном режиме без кавитации или в отрывном режиме. В большинстве случаев устройство работает с кавитацией в зазоре между соплом и заслонкой. Среди мер, позволяющих исключить одновременное существование двух видов течения (отрывного и безотрывного), следует отметить следующие:

1. Округление острых кромок сопла. В этом случае будет существовать только безотрывный режим течения и отсутствовать неуправляемый участок зоны разрежения. Этот способ редко применяется из-за технологической сложности изготовления и контроля.

2. Повышение противодействия в полости, куда вытекает жидкость из зазора. В этом случае за счет деформации потока противодействием почти полностью исключается отрывной режим течения. Применение этого способа возможно только в условиях, когда конструкция позволяет существенно повышать противодействие без опасности разрушения.

3. Уменьшение диаметра торца сопла. При достаточно малой ширине кольцевой поверхности торца поток не успевает прилипнуть к нему, что исключает в рабочем диапазоне смещения заслонки появление безотрывного режима течения. Этот способ является наиболее распространенным, так как является доступным для контроля и простым в изготовлении. На практике диаметр торца делают на 20...40% больше, чем диаметр сопла, так как при меньшем соотношении может нарушиться торец как из-за несовпадения осей отверстия и конуса сопла, так и из-за ударов заслонки о торец сопла.

**Неустойчивость привода при колебаниях золотника.** При отработке гидропривода одного из изделия были выявлены колебания, имеющие частоты  $F = 1000...2000$  Гц. Датчики виброперегрузки, установленные на корпусе гидроусилителя и электромеханического преобразователя, показали величину перегрузки в пределах  $n = 15...30$  g. На некоторых экземплярах наблюдались интенсивные колебания. При интенсивных колебаниях происходит «разбалтывание» корпуса электромеханического преобразователя и, как результат этого, возникает существенный перекосяк его и значительное смещение нуля привода.

Наблюдения показали, что среди факторов, влияющих на режим автоколебаний, существенны следующие:

1. Автоколебания чаще проявляются и более интенсивны на приводах с широкими окнами.

2. Автоколебания имеют место при давлениях на входе  $P = 180...240$  атм и выше, то есть золотник, устойчивый при одном значении давления питания, становится неустойчивым при значительном увеличении давления.

3. Нагрев жидкости (а следовательно, снижение ее вязкости и демпфирования) способствует появлению автоколебаний.

4. Автоколебания привода в разомкнутом контуре происходят при относительно небольшом смещении золотника от нейтрали. Золотники часто бывают критичны к знаку смещения. При увеличении скорости смещения золотника автоколебания пропадают точно так же, как при нейтральном положении золотника.

5. Автоколебания привода зависят от золотниковой пары. Смена пары в ряде случаев может прекратить автоколебания. Этот способ оказался наиболее надежным как мера борьбы с автоколебаниями.

6. Автоколебания зависят от кромок золотника и гильзы. Развернув кромки гильзы на 2...3 градуса относительно кромок золотника, можно резко снизить амплитуду автоколебаний.

Из приведенного анализа можно заключить, что неустойчивые режимы относятся к классу негрубых явлений. Колебательные режимы возникают и исчезают как бы случайно. При небольшом изменении параметров и условий работы явление может прекратиться либо восстановиться. Более того, устойчивость процесса зависит от группы факторов, а не от одного. Иначе говоря, может существовать как бы несколько видов неустойчивости, определяемых разными факторами.

В ряде случаев привод, отработанный при автономных испытаниях, может потерять свою работоспособность в составе изделия.

В 1964 году проводились предполетные испытания одной из ракет-носителей, установленной на открытом стартовом сооружении.

При пробном включении системы управления и питания гидроприводов управления маршевыми двигателями 1-й ступени неожиданно возникли автоколебания двигателей и всего корпуса ракеты с частотой приблизительно 8 Гц и значительными амплитудами.

Гидроприводы перед установкой на ракету-носитель прошли полный цикл автономных наземных испытаний, в том числе испытания под нагрузкой и на огневом стенде с работающим двигателем. Все виды испытаний подтвердили работоспособность и устойчивость приводов.

Проведенный анализ показал, что автоколебания возникли в контуре «упругий корпус ракеты-носителя на упругом стартовом сооружении - рулевой тракт». Здесь под рулевым трактом подразумевается гидропривод с двигателем на упругой подвеске.

Частоты третьего тона поперечных упругих колебаний корпуса ракеты совпали с собственной упругой частотой подвески двигателя. Форма колебаний имела пучность в области осей качания двигателей. Двигатели, центры масс которых находились на некотором расстоянии от осей качания, выполня-

ли роль механических вибраторов, возбуждающих эту форму. Гироскопы системы управления, реагируя на упругие колебания ракеты-носителя, давали сигнал обратной связи. Фазовая характеристика системы управления, обеспечивающая гашение упругих колебаний ракеты-носителя в полете, оказалась неблагоприятной для упругих колебаний на стартовом сооружении.

В данном случае автоколебания были устранены введением электрического резонансного фильтра в систему управления.

В дальнейшем проводилась большая серия исследований по построению математической модели рулевого тракта и методам его экспериментальной отработки.

## **2. РУЛЕВОЙ ТРАКТ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЕГО ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

Использование поворотных маршевых двигателей для создания управляющих моментов летательного аппарата приводит к появлению дополнительного колебательного звена, а следовательно, возникает вероятность потери поперечной устойчивости изделия.

Потеря устойчивости может возникнуть либо вследствие близости собственных частот колебаний рулевого тракта с частотами упругих тонов изгибных колебаний корпуса изделия, либо из-за активного воздействия на изделие момента силы тяги, создающего неустойчивость при определенных частотах колебаний рулевого тракта.

При проявлении одного из видов неустойчивости рулевого тракта требуется применение специальных мер в системе управления для обеспечения устойчивости всего изделия. Таким образом, появление дополнительного колебательного звена приводит к необходимости уточнить и дополнить динамическую схему изделия уравнением, которое учитывало бы динамические особенности рулевого тракта. Коэффициенты этого уравнения могут быть определены аналитически и экспериментально.

Как показала практика работы, при аналитическом представлении динамических характеристик рулевого тракта не всегда можно получить достоверные данные. Поэтому требуется экспериментальная проверка их на специальной установке, возможно более близкой по основным характеристикам к реальной конструкции.

При проектировании изделия с поворотными двигательными установками используются различные кинематические схемы рулевых трактов, некоторые из них показаны на рис. 2.

Для всех вариантов схем характерны следующие конструктивные особенности:

- наличие поворотного двигателя, имеющего определенную массу и, соответственно, момент инерции;
- наличие силового элемента, к которому крепятся подшипники осей качания двигателя. Жесткость этого элемента определяется его конструкцией и зависит от особенности подвески двигательной установки;
- наличие в кинематической цепи механических элементов, каждый из которых обладает определенной жесткостью;

– наличие люфтов в подвижных узлах конструктивных элементов рулевого тракта.

Все эти особенности определенным образом влияют на динамические характеристики рулевого тракта.

Получение удовлетворительных динамических характеристик рулевого тракта часто входит в противоречие с улучшением компоновочной схемы изделия и наоборот. Так, например, для более компактного расположения маршевого поворотного двигателя вместо специального силового отсека используют для его крепления наружную обечайку или днище топливного бака (рис. 3). В результате значительно улучшаются массовые характеристики изделия, но зато снижается жесткость узлов подвески двигателя, а вместе с этим понижается собственная частота рулевого тракта. Это обстоятельство приводит к тому, что существенно усложняется обеспечение устойчивости изделия.

Для получения динамических характеристик рулевого тракта применяют различные экспериментальные методы.

Основным требованием для проведения испытаний является наличие натурной кинематической цепи рулевого тракта со штатными рулевыми приводами, запитанными рабочей жидкостью и нагруженными соответствующей инерционной нагрузкой.

На начальных этапах разработки изделия для получения предварительных ориентировочных значений коэффициентов проводят испытания с определением жесткостной характеристики рулевого тракта. Эти испытания не требуют специальной аппаратуры. По жесткостной характеристике можно определить собственную частоту тракта, люфты в проводке управления и выделить наиболее слабое упругое звено.

На рис. 4 в качестве примера приведена суммарная жесткостная характеристика кинематической цепи рулевого тракта одного из изделий, полученная при испытаниях штатного хвостового отсека с реальными двигателем и рулевыми приводами. Представленная характеристика имеет явно нелинейный характер, вследствие чего в зависимости от значения угла отклонения двигателя величина суммарной эквивалентной жесткости рулевого тракта в рабочем диапазоне сигналов может меняться от 3400...4400 кгс/мм, а следовательно, собственная частота тракта меняется в пределах 15% в зависимости от входного сигнала.

Более полные характеристики можно получить путем определения частотных характеристик с возбуждением на выходе или входе рулевого тракта.

Результаты исследования системы методом вынужденных колебаний при возбуждении выходного агрегата с помощью специального силовозбудителя не дают всей информации. Это вызвано тем, что не удается реализовать необходимые амплитуды колебаний выходного звена, а применение силовозбудителей повышенной мощности приводит к существенному искажению характеристики и возможному появлению местного резонанса.

Практика испытаний показала, что собственная частота рулевого тракта, определенная методом вынужденных колебаний при возбуждении его на выходе, имеет заниженное значение. Таким образом, хотя этот метод сравнительно

прост, он не может быть применен для получения результатов, предназначенных для окончательной оценки системы и построения динамической схемы изделия в полном объеме.

Наиболее достоверные результаты с учетом всех конструктивных особенностей рулевого тракта можно получить, определив его частотные характеристики методом вынужденных колебаний при возбуждении тракта на входе, т.е. от рулевого привода. Определение частотных характеристик осуществляется путем подачи электрического синусоидального сигнала на рулевой привод через усилитель, например, от генератора, с амплитудами, соответствующими рабочим значениям. Результаты определения амплитудных и фазовых частотных характеристик для группы приводов (около 30 штук) одного типа приведены на рис. 5.

Испытания по определению частотных характеристик рулевого тракта проводятся или на специально выделенной установке для определения динамических характеристик в лаборатории (рис. 6), или непосредственно на самом изделии на заводе-изготовителе.

Частотные характеристики можно получить и при «огневых» испытаниях с работающим двигателем. Эти характеристики - самые близкие к реальным. Однако, при «огневых» испытаниях часто возникают ограничения по длительности подачи управляющих сигналов на привод (3 ... 5 сек.), и применение традиционного метода путем подачи синусоид для определения частотных характеристик невозможно.

### **3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МЕТОДОМ ИМПУЛЬСА**

Ограничение во времени при испытаниях рулевых трактов возникает в различных случаях:

- при испытаниях приводов совместно с двигательной установкой. В этих случаях время испытаний ограничивается расчетным временем прожига двигательной установки;
- при летных испытаниях образцов изделий, когда длительное отклонение исполнительных органов приводит к изменению траектории полета;
- когда привод испытывается с двигателем, который планируется к последующему применению в составе изделия, и не рекомендуется дополнительное нагружение конструкций.

В этих случаях удобен метод определения частотных характеристик по данным переходного процесса. Наибольшее распространение этот подход получил в радиотехнике. Аналогичный способ получения АФЧХ по неустановившейся реакции системы на импульсное входное воздействие разработан для рулевых трактов.

Способ основан на использовании интеграла Фурье, позволяющего при определенных условиях представить временные функции — сигналы входа и выхода в виде функций частоты. Частотная характеристика при этом получается из соотношения

$$W(j\omega) = \frac{X_{\text{внх}}(j\omega)}{X_{\text{вх}}(j\omega)};$$

$$X(j\omega) = \int_0^T x(t) \cos \omega t dt - \frac{X_{\text{уст}}}{\omega} \sin \omega T - j \int_0^T x(t) \sin \omega t dt - \\ - j \frac{X_{\text{уст}}}{\omega} \cos \omega T.$$

Если на вход устойчивой системы «рулевой привод + элемент нагрузки» подать в момент времени  $T_0 = 0$  импульсный сигнал, то через некоторый промежуток времени  $T$  сигналы на выходе должны принять установившиеся значения  $X_{\text{уст}}$ . Сигналы входа и выхода определяются. На рис.7 показаны результаты определения амплитудной ( $A_n$  и  $A_w$ ) и фазовой ( $\varphi_n$  и  $\varphi_w$ ) характеристик для нагрузки ( $A_n$ ) и штока ( $A_w$ ).

Наиболее сложной задачей при практическом применении этого способа является задача обеспечения точности получаемых характеристик. Ее решение связано с правильным выбором формы подаваемого импульса, его длительности и максимальной величины, а также времени, в течение которого измеряется сигнал на выходе исследуемой системы, при этом получаемая АФЧХ должна стремиться к характеристике, полученной традиционным методом.

Предварительное определение влияния указанных факторов и величины шага интегрирования при вычислении  $X(j\omega)$  на вид и точность динамических характеристик проведено с использованием линеаризованных уравнений, описывающих динамику привода, нагруженного инерционной нагрузкой. Исследования показали, что в зависимости от интересующего диапазона частот и уровня входных сигналов может быть использован либо один, либо последовательность импульсов. Амплитудные значения сигналов должны находиться в линейной зоне скоростной характеристики привода (желательно в середине линейной зоны).

Правильность получаемых характеристик проверялась путем сравнения АФЧХ с характеристиками, полученными традиционным методом. Испытания показали хорошую сходимость метода в диапазоне частот 0...15 Гц. Диапазон частот, в котором АФЧХ определяются правильно, зависит от степени демпфирования системы, длительности и формы входного импульсного воздействия. На рис. 8 приведены зависимости амплитуд преобразования Фурье от частоты для различных форм импульсных сигналов. Необходимо отметить, что максимальная величина импульсного входного сигнала должна соответствовать линейной зоне скоростной характеристики привода.

Удобство и сравнительная простота необходимого эксперимента, а также его небольшая длительность (1...2 с) дают возможность применить метод в самолетостроении, в транспортном машиностроении, при испытаниях систем, использующих рулевые приводы, когда другие методы применить невозможно.

#### 4. МЕТОДЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ГИДРОПРИВОДА, РАБОТАЮЩЕГО В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РН

Если гидропривод как замкнутая система оказывается неустойчивым или на его амплитудно-частотной характеристике (АЧХ) в рабочем диапазоне частот имеется большой резонансный пик, то необходимо применить специальные меры по улучшению его динамических характеристик

Основные методы гашения колебаний при возникновении неустойчивости вблизи частот упругой подвески управляемого элемента следующие:

- посредством специальных фильтров, располагаемых в системе управления перед рулевым приводом;

- с помощью механических средств;

- с помощью средства коррекции характеристик рулевого привода.

Поясним суть каждого метода.

1. При использовании специальных фильтров предпочтение отдают фильтрам режекторного типа. В аналоговых системах это – электрический фильтр, в дискретных – фильтр, реализуемый в БЦВМ. Полоса пропускания фильтра выбирается таким образом, чтобы на частоте резонанса обеспечить наибольшее подавление амплитудной характеристики сигнала, проходящего через фильтр. Фильтры такого типа нашли применение в практике. Однако, как правило, электрические фильтры действуют эффективно только на одной определенной частоте системы или на определенном интервале частот. При этом они требуют весьма тщательной настройки: на других частотах, отличных от определяемой, они малоэффективны.

В то же время, для изучаемой проблемы характерно то, что резонансная частота цепи «рулевой привод + управляемый элемент», как правило, – величина плохо определяемая. Величины жесткости и подвижной массы у одного и того же типа конструкции имеют существенные разбросы от экземпляра к экземпляру за счет технологических разбросов. Отличие в проектно-расчетных данных, реализованных в проекте, может составлять величину порядка 20% (например 14 Гц вместо 11 Гц). Даже при экспериментальном изучении (см. выше) точность определения резонансной частоты может составлять  $F = 3$  Гц. И наконец, существуют такие способы закрепления привода, при которых в процессе работы системы его резонансная частота может меняться (изменение жесткости бака, к которому крепится привод, изменение длин рычагов, через которые передаются усилия и др.). В этом случае задача фильтрации резко усложняется и посредством рассмотренного метода решена быть не может.

2. Здесь принципиально возможно изменить либо одну, либо совокупность нескольких характеристик рассматриваемой цепи «рулевой привод + управляемый элемент».

В частности, можно попытаться изменить трение, либо жесткость, либо люфты в кинематической цепи. Последнее из указанных средств является наиболее реальным. За счет выборки люфтов можно повысить частоту рулевого тракта. Этот способ находит применение в практике, и на величину люфтов, как правило, устанавливаются специальные допуски.

Посредством изменения жесткости цепи теоретически можно воздействовать на изменение резонансной частоты рулевого тракта и добиться такой ее величины, чтобы исключить неустойчивость в системе управления РН. Правда, значение жесткости должно быть выбрано так, чтобы соответствующая частота подвески не совпадала ни с одной из низших частот упругих колебаний корпуса.

Практика показывает, однако, что это средство, хотя и возможно, но очень сложно для реализации. Подчеркнем, что, как правило, необходимость в доработке кинематической цепи обнаруживается на поздних стадиях проектирования после проведения экспериментов, выявляющих ее динамические свойства.

3. При этом способе возможно несколько направлений коррекции характеристик рулевого привода. Основные способы устранения резонансных подъемов на АЧХ рулевого тракта могут быть сведены к следующим:

- формирование контура сервопривода с низким значением коэффициента добротности;

- применение электрических корректирующих контуров в приводе;

- применение гидромеханических корректирующих устройств.

Формирование замкнутого контура сервопривода с низким значением коэффициента добротности может быть полезным в тех случаях, когда нет жестких требований, предъявляемых к амплитудно-фазовой характеристике РП.

Электрические корректирующие контуры, как пассивные, так и активные, находят применение в ограниченной номенклатуре типов РП, так как для их реализации необходимо наличие в контуре сервопривода элементов, способных воспринять электрическое корректирующее воздействие.

Более перспективным направлением следует считать разработку и создание специальных гидродинамических корректирующих устройств (ГКУ), осуществляющих коррекцию привода. Они позволяют обеспечить:

- нормирование требуемых амплитудно-фазовых частотных характеристик (АФЧХ) в системе «РП+ГКУ», имеющей резонансные пики с высоким коэффициентом динамичности;

- формирование АЧХ системы «РП+ГКУ» с ограниченной полосой пропускания – имеется в виду существенное снижение АЧХ, начиная с некоторого значения частоты  $f$ .

Указанные устройства достаточно универсальны, могут быть применены в рулевых приводах как непрерывного, так и дискретного типа. Конструктивно они выполняются в виде отдельного блока. Весьма эффективными являются простые гидромеханические устройства, работающие по динамическому перепаду давления в полостях исполнительного органа привода. Перепад давления в гидроцилиндре используется как сигнал, формирующий по определенному алгоритму перепуск жидкости между полостями.

Однако, этим устройствам свойственны и недостатки, один из которых связан с деформацией низкочастотной области АФЧХ системы «рулевой привод + управляемый элемент». Подавление высокочастотных подъемов, как показывают теоретические и экспериментальные исследования, осуществляемое с помощью этих устройств, приводит в низкочастотном диапазоне к увеличению амплитудных подъемов и фазового запаздывания. Особенно неже-



лательным это оказывается для приводов, работающих в контуре управления с БЦВМ.

В ряде случаев указанные недостатки удастся преодолеть. Тогда корректирующее устройство обеспечивает подавление высокочастотных резонансов и не искажает низкочастотной области АФЧХ системы.

Рассмотрим далее в качестве примера принципиальную схему и эффективность работы одного из таких гидродинамических корректирующих устройств.

## 5. ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГИДРОПРИВОДА И ИХ КОРРЕКЦИЯ

Будем рассматривать класс таких систем, для которых соотношение параметров замкнутого гидромеханического контура гидропривода, жесткости кинематической передачи и приведенного к штоку момента инерционной нагрузки от управляемого элемента таково, что в высокочастотной области рабочей полосы частот системы управления АЧХ по координате  $z$  имеет существенный резонансный подъем.

На рис. 9 показана типовая функциональная схема электрогидравлического сервопривода.

Динамика рассматриваемой системы может быть описана уравнениями вида

$$x_{\text{ex}} = \theta - k_{\text{oc}} y; \quad (1)$$

$$T_x \dot{x} + x = k_x x_{\text{ex}}; \quad (2)$$

$$A_y \dot{y} + \frac{V\beta}{2} \dot{P}_n = \mu l_x x \sqrt{\frac{1}{\rho} \sqrt{P_{\text{ex}} - P_{\text{cl}} - P_n \text{sign}(x)}}; \quad (3)$$

$$P_n = \frac{c_n}{A_y} (y - z); \quad (4)$$

$$m_n \ddot{z} + v_n \dot{z} + c_n z = c_n y, \quad (5)$$

где  $\theta$  — координата на входе замкнутого гидромеханического контура гидропривода;

$y$  — координата штока гидропривода;

$x_{\text{ex}}$  — ошибка замкнутого гидромеханического контура гидропривода;

$x$  — координата золотника гидроусилителя;

$z$  — координата управляемого элемента системы;

$P_n$  — перепад давлений в полостях силового цилиндра гидропривода;

$k_{\text{oc}}$  — коэффициент обратной связи замкнутого контура гидропривода;

$T_x$  — постоянная времени гидроусилителя;

$k_x$  — коэффициент усиления гидроусилителя;

$A_y$  — рабочая площадь поршня силового цилиндра;

$V$  — половина его рабочего объема;

$\beta$  — коэффициент сжимаемости рабочей жидкости;

$\mu$  — коэффициент расхода;

$\rho$  — плотность рабочей жидкости;

$P_{ax}$  — давление в линии нагнетания;

$P_{cl}$  — давление в линии слива;

$m_n$  — масса инерционной нагрузки, создаваемой управляемым элементом, приведенная к штоку гидропривода;

$v_n$  — коэффициент диссипативных сил в кинематической передаче системы «гидропривод — управляемый элемент»;

$C_n$  — жесткость кинематической передачи;

$l_x$  — суммарная ширина щелей золотниковой пары.

Для анализа систему уравнений (1) – (5) целесообразно представить в линеаризованном виде. Правая часть уравнения (3) этой системы, содержащая аналитические нелинейности, разлагается в ряд Тейлора в окрестности положения равновесия до второго порядка малости. Разложение выполняют в окрестности точки с координатами  $P_n = 0$  и  $x = x_0$ . В качестве  $x_0$  может быть принято, например, при изучении движений, вызванных гармоническим возмущением, среднее за период беззнаковое смещение золотника из нейтрального положения.

При малых смещениях золотника демпфирование гидропривода незначительно, что приводит к ярким резонансным явлениям в области частот, близких к собственным частотам звена связи штока с нагрузкой. Это может создать серьезные проблемы фильтрации высоких частот, возникающие при разработке системы управления слабо демпфированным объектом.

Система уравнений в линеаризованном виде имеет характеристическое уравнение 4-го порядка с двумя парами сопряженных комплексных корней, соответствующих двум подъемам АЧХ по координате  $z$ . Величина подъема в низкочастотном диапазоне определяется в основном значениями постоянной времени гидроусилителя и коэффициента добротности в замкнутом гидромеханическом контуре, а величина подъема в области высоких частот — степенью демпфирования привода, а также значением коэффициента добротности.

На рис. 10 показана принципиальная схема нелинейного корректирующего устройства, работающего по динамическому перепаду давлений. Нелинейный элемент реализован в золотниковой паре корректирующего устройства путем создания зоны нечувствительности за счет положительных перекрытий  $\Delta$ , величину которых рассчитывают так, чтобы на низких частотах не происходило открытие окон и корректирующее устройство оказывалось выключенным.

Принцип действия корректирующего устройства можно пояснить следующим образом. При отсутствии динамического перепада давлений на поршне 6 силового цилиндра дроссель 3 сообщает камеры, соединенные с торцами корректирующего золотника 1. Золотник неподвижен и находится в нейтральном положении, удерживаемый центрирующими пружинами 2. Окна в золотниковой паре перекрыты, полости силового цилиндра разобщены. При возникновении динамического перепада давлений, например  $P_n > 0$  ( $P_n = P_1 - P_2$ ), разделительный плунжер 4, преодолевая усилие центрирующих пружин 5, перемещается (по схеме) вниз, вытесняя жидкость через дифференцирующий дроссель 3. Создаваемый при этом на дросселе перепад давлений смещает корректирующий зо-

лотник вправо. Если это смещение превосходит величину положительных перекрытий  $\Delta$ , полости силового цилиндра сообщаются и происходит утечка рабочей жидкости из полости повышенного давления ( $P_1$ ) в полость пониженного давления ( $P_2$ ), в результате чего энергия колебательного процесса частично рассеивается, что эквивалентно увеличению демпфирования. При изменении знака динамического перепада давлений движения элементов корректирующего устройства и потоки рабочей жидкости меняют свои направления на противоположные.

При возмущении гидромеханического контура гидропривода гармоническим сигналом корректирующий золотник будет совершать колебания с амплитудой тем большей, чем выше частота возбуждения, что связано с ростом скорости течения вытесняемой жидкости через дроссель 3. В определенной части низкочастотного диапазона эта амплитуда не будет превосходить величину положительных перекрытий, и корректирующее устройство не окажет заметного влияния на АФЧХ гидромеханического контура. С ростом частоты возбуждения амплитуда колебаний корректирующего золотника превысит величину положительных перекрытий, и в гидропривод будет введено необходимое демпфирование, благодаря чему резонансные подъемы в области высоких частот окажутся сглаженными.

При экспериментальных исследованиях определяют влияние конструктивных параметров на эффективность корректирующего устройства. В качестве изменяемых параметров использовали проводимость дифференцирующего дросселя  $G$ , жесткости центрирующих пружин, уравнивающих разделительный плунжер и корректирующий золотник ( $C_u$  и  $C_v$ ), а также величину положительных перекрытий корректирующей золотниковой пары  $\Delta$ , определяющую нелинейные свойства корректирующего устройства. Исследования проводили методом экспериментального определения эквивалентных АФЧХ при возмущающих гармонических сигналах, имеющих амплитудные значения  $\Theta_0$ . Эти величины соответствуют статическим отклонениям штока гидропривода порядка 4–6 % полного хода. Амплитудные характеристики  $A$  принимали равными отношению амплитуды на выходе системы по координате  $z$  на текущих частотах к значению амплитуды выхода на частоте возмущения 1 Гц. Фазовые характеристики оценивали в угловых единицах смещения  $\varphi$  выходного сигнала относительно входного воздействия.

Влияние проводимости  $G$  дифференцирующего дросселя исследовали путем определения АФЧХ при различных ее значениях. Дроссель представлял собой наборную конструкцию, состоящую из корпуса, деталей крепления и 16 дросселирующих шайб. Проводимость дросселя изменяли путем выполнения в шайбах отверстий соответствующего размера. На рис. 11 показаны эквивалентные АФЧХ, иллюстрирующие влияние величины проводимости дифференцирующего дросселя при амплитуде возмущающего сигнала, соответствующей 4 % полного хода штока. Уменьшение проводимости дросселя относительно значения  $1,0833 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4/(\text{с} \cdot \text{кг}^{1/2})$  приводит к увеличению эффективности действия нелинейного корректирующего устройства в области резонансной частоты системы. При этом низкочастотная часть амплитудной и фазовой частотных характери-

стик не искажается и АЧХ при уменьшении проводимости дифференцирующего дросселя приобретают более резко падающий характер.

Анализ показывает, что относительное влияние параметра  $G$  при амплитуде входного сигнала, соответствующей, например, 6 % полного хода штока, такое же, как и при амплитуде входного воздействия, соответствующей 4 % хода штока.

На рис. 12 показано влияние жесткости пружин на АФЧХ гидропривода. Результаты приведены для двух комбинаций жесткостей:  $C_u = 43,12 \cdot 10^4$  Н/м и  $C_v = 12,74 \cdot 10^4$  Н/м (кривая 1), а также  $C_u = 21,56 \cdot 10^4$  Н/м  $C_v = 6,37 \cdot 10^4$  Н/м (кривая 2), кривая 3 – без корректирующего устройства. При этом также изучали влияние величины амплитуды возмущения. Анализ результатов показывает, что уменьшением жесткости пружин можно добиться резкого повышения эффективности коррекции на высоких частотах. Так, например, из рис. 12 видно, что уменьшение жесткости центрирующих пружин вдвое приведет к относительно-му снижению амплитуды примерно в 3 раза. В средне- и высокочастотном диапазонах фазовые характеристики гидропривода с корректирующим устройством значительно отличаются от характеристики без коррекции, что соответствует теоретическим зависимостям, связывающим АЧХ и ФЧХ гидропривода с различной степенью демпфирования. Подобная же картина наблюдается и при увеличении амплитуды входного сигнала. Значительное влияние жесткости центрирующих пружин в корректирующем устройстве с нелинейностью в расходной цепи проявляется в частотном диапазоне, превышающем границы действия зоны нечувствительности корректирующей золотниковой пары. Этим объясняется относительная инвариантность низкочастотного диапазона АФЧХ по отношению к изменению параметров корректирующего устройства.

Теоретические зависимости показывают, что уменьшение жесткости центрирующих пружин, так же, как и снижение проводимости дифференцирующего дросселя, приводят к увеличению амплитуды колебаний корректирующего золотника при вынужденных колебаниях системы. При определенных сочетаниях этих параметров амплитуда колебаний корректирующего золотника может оказаться значительной даже в области низких частот и превысит величину зоны нечувствительности  $\Delta$  корректирующей золотниковой пары. В этом случае будет заметно влияние корректирующего устройства на низкочастотный диапазон АФЧХ. Тем не менее, при определенных сочетаниях значений параметров  $G$ ,  $C_u$  и  $C_v$  может быть обеспечено эффективное подавление амплитудной характеристики при резонансе без внесения заметных искажений в АФЧХ в области низких частот. На рис.13 приведены кривые, полученные при исследовании влияния на АФЧХ гидропривода с управляемым элементом зоны нечувствительности корректирующей золотниковой пары. Влияние этого параметра изучали в сочетании с изменением проводимости дифференцирующего дросселя. На рисунке показаны АФЧХ, полученные при амплитуде возмущающего воздействия, соответствующей 4 % полного хода штока. Испытаниям подвергали одно корректирующее устройство со сменными золотниковыми парами, выполненными с положительными перекрытиями  $\Delta = 0,12$  мм (кривая 1),  $\Delta = 0,05$  мм (кривая 2) и с нулевыми перекрытиями  $\Delta = 0$  (кривая 3), кривая 4 – без корректирующего устройства (КУ). Уменьшение перекрытий приводило к увеличению демпфиро-

вания в области резонансных частот. При этом корректирующее устройство приближалось по своим свойствам к устройствам линейного типа, так как по мере уменьшения величины перекрытий увеличивался амплитудный подъем в области низких частот и существенно ухудшалась фазочастотная характеристика.

При амплитуде входного сигнала, соответствующей большому проценту полного хода штока, влияние величины положительных перекрытий ощущается в меньшей степени. Это может быть объяснено увеличением открытия дросселирующих щелей в золотниковой паре корректирующего устройства при увеличении амплитуды входного сигнала, что связано с уменьшением доли положительных перекрытий в суммарной величине смещения золотника из нейтрального положения.

Результат сравнения АФЧХ, полученных при экспериментах с корректирующими золотниковыми парами, имеющими положительные перекрытия величиной 0,12 мм и 0,05 мм, а также с дифференцирующим дросселем, имеющим гидравлическую проводимость  $G = 0,1833 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4/(\text{с} \cdot \text{кг}^{1/2})$ , качественно не отличается от результатов оценки АФЧХ, показанных на рис. 13. При этом так же, как и в ранее рассмотренных вариантах (см. рис. 11), уменьшение проводимости дифференцирующего дросселя увеличивает эффективность подавления резонансных подъёмов АЧХ в области высоких частот.

## 6. ВИБРОУСТОЙЧИВОСТЬ ПРИВОДА

При пуске изделия «К» было зафиксировано, что на 1-й ступени руль 5 начал раскачиваться по закону, близкому к синусоидальному (с частотой примерно 0,1 Гц и амплитудой 3 градуса), и к середине 1-й части полета вышел на упор величиной 8 градусов (рис. 14). Предположение, что во время полета были очень большие ветровые нагрузки, не подтвердилось. Подозрение на наличие ложных команд от системы управления также не подтвердилось. По телесметрическим данным было видно, что система управления выдавала сигналы управления, направленные на парирование возмущений, возникших от ухода руля.

Оставалось выяснить причины самопроизвольного ухода руля. Для этого были проведены эксперименты с рулевыми приводами в наземных условиях, из которых удалось установить, что фактором, непосредственно влияющим на уход руля, явились вибрационные нагрузки.

Как известно, гидропривод работает в сложных условиях вибрационных высокочастотных нагрузок. При этом в вибрационном режиме находится как корпус изделия, так и двигательная установка. Природа этих нагрузок определяется изменением характера колебаний давления в камере сгорания двигателя. Например, основные частоты колебаний давления в камере сгорания двигателя изделий «Минитмен» составляли примерно 975 и 1950 Гц при времени действия 3...5 с. После этого доминирующая частота снижалась примерно до 500 Гц. Эта частота оставалась приблизительно постоянной до конца периода вибрационного горения, т.е. до 15...20-й секунды работы двигателя. Однако в середине серийного производства двигатели характеристики вибрационного горения резко изменились. Колебания с частотами 975 и 1950 Гц при работе двигателя больше не наблюдались. На протяжении всего периода вибрационного горения, который теперь заканчивался 20 и 31-й секундами, фиксировалась одна доми-

нирующая частота 500 Гц, незначительно изменявшаяся по мере выгорания топлива. Кроме того, резко увеличилась амплитуда вибраций.

Параметры вибрации в отсеке изделия «К» показаны на рис. 15.

Известно, что гидропривод можно рассматривать как систему осцилляторов. В составе привода имеется ряд звеньев, собственные частоты которых находятся в названном диапазоне (рис.16). В частности, по замерам на одном из приводов изделия «К» заслонка имеет собственную частоту 700 ... 1200 Гц, золотник – 150 ... 250 Гц, редукционный клапан – 600 ... 800 Гц.

Очевидно, что при совпадении собственных частот любого из звеньев рулевого привода и вибрационных внешних возмущающих частот будут иметь место колебания элементов конструкции РП. Сами по себе эти колебания не опасны и не могут реализоваться в виде колебаний на выходе привода, т.к. полоса частот, пропускаемых приводом, 15 ... 25 Гц. Однако, ввиду того, что в осцилляторах привода всегда присутствуют нелинейности (конструктивные и настроенные), колебания осцилляторов будут не гармоническими, а периодическими, и при разложении их на сумму гармоник можно получить постоянную составляющую, которая пройдет на выход привода в виде «не санкционированного» сигналом управления перемещения штока РП.

При неблагоприятном соотношении нелинейностей, уровня и частот внешнего воздействия это может привести к уходу штока РП на упор.

Способы борьбы с этими явлениями можно разделить на конструктивные и технологические.

Конструктивные способы заключаются в том, что выявляются и устраняются (или, по крайней мере, существенно ослабляются) влияния нелинейностей, которые могут приводить к колебаниям.

Однако доводкой конструкции нельзя на 100% гарантировать виброустойчивость привода, т.к. остаются технологические особенности сборки и настройки каждого отдельного привода, поэтому необходимо вводить экспериментальную 100%-ную проверку рулевых приводов на виброустойчивость.

Для этой проверки привод, закрепленный в приспособлении по штатной схеме, устанавливается на вибростенд. На привод не подается сигнал управления. Устанавливается датчик, фиксирующий перемещение штока РП. К гидроприводу подводится гидropитание. С помощью вибростенда по таблице, соответствующей по частотам и уровню воздействия изделию, на котором установлен РП, проводятся испытания на виброустойчивость, где величина самопроизвольного ухода привода нормируется из расчета, чтобы этот привод не смог привести к экстремальным ситуациям при управлении изделием.

После введения этих мероприятий на изделии «К» в течение 15 лет более не наблюдаются самопроизвольные перемещения штока РП под воздействием вибрации, хотя уровни вибраций и тип привода не изменились.

### **Пути повышения надежности рулевого привода**

Одним из важнейших требований, предъявляемых к рулевому приводу, является его высокая надежность в реальных условиях работы на изделии.

Анализ неисправностей рулевого привода (рис. 17) показывает, что самыми распространенными причинами являются производственные дефекты отдельных деталей, сборочных узлов и всей конструкции в целом.

В связи с этим необходим тщательный технологический контроль на всех участках изготовления и сборки рулевого привода, широкая проверка работы привода.

Помимо прямых способов обеспечения требуемой надежности непосредственно самого привода, были предложены косвенные средства повышения надежности всей системы АС, связанные с возможными отказами привода:

- резервирование рулевого привода в целом или отдельных его узлов. Этот способ, эффективный, но достаточно трудоемкий и дорогостоящий, применяется в исключительных случаях;
- автоматическая перестройка параметров автомата стабилизации в случае отказа одного из рулевых приводов;
- блокирование неисправного привода и автоматическое приведение соответствующего органа управления в нейтральное положение (см. рис.17).

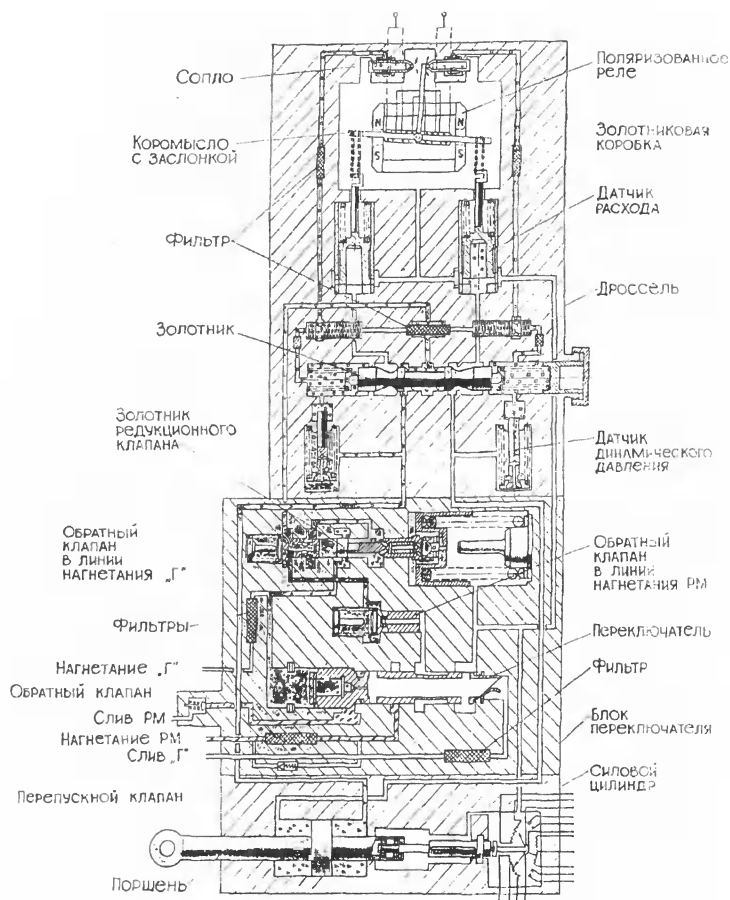
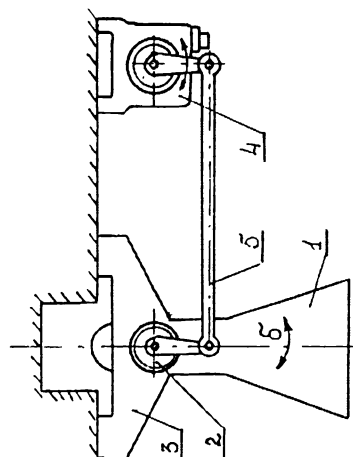
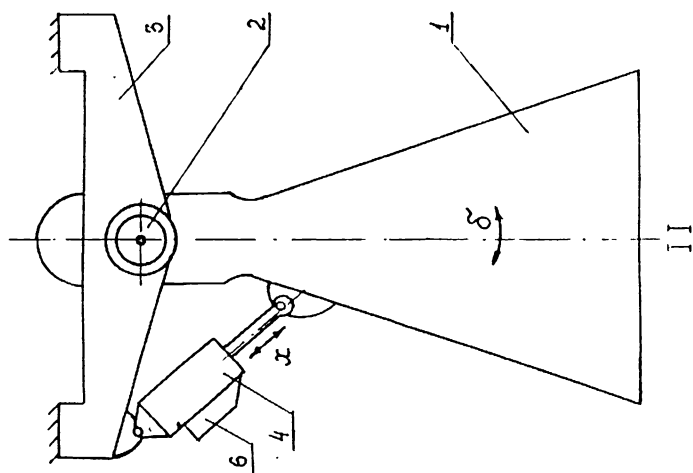
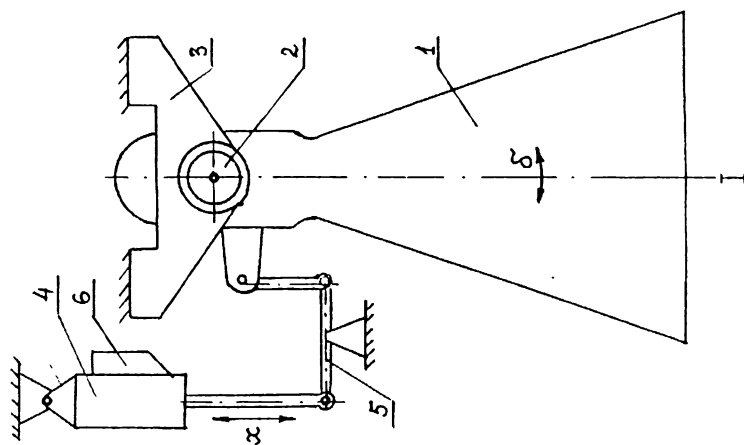


Рис. 1. Принципиальная схема рулевого привода



- 1 камера двигателя  
2 ось качения камеры двигателя  
3 силовая траверса  
4 рулевой привод  
5 система рычагов  
6 усилитель привода

III

Рис. 2. Кинематические схемы рулевых трактов



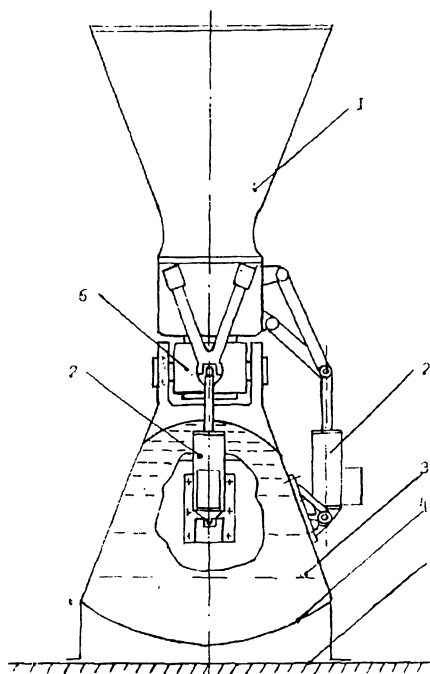


Рис. 3. Крепление маршевого поворотного двигателя к топливному баку:  
 1 – двигательная установка; 2 – рулевые привода;  
 3 – топливный бак; 4 – днище бака; 5 – силовой пол; 6 – кардан

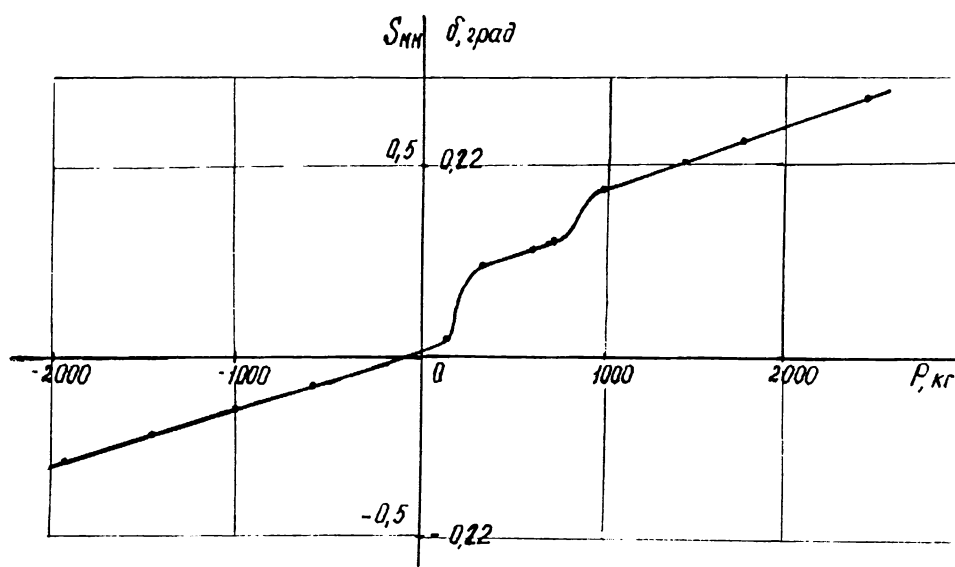


Рис. 4. Жесткостная характеристика рулевого тракта

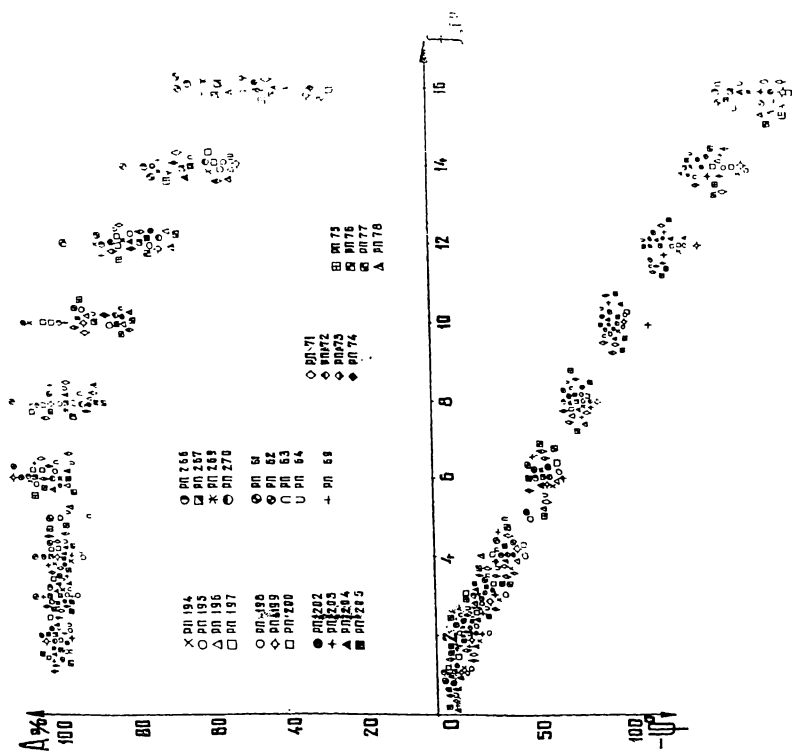


Рис. 5. Частотные характеристики РП  
(результаты эксперимента)

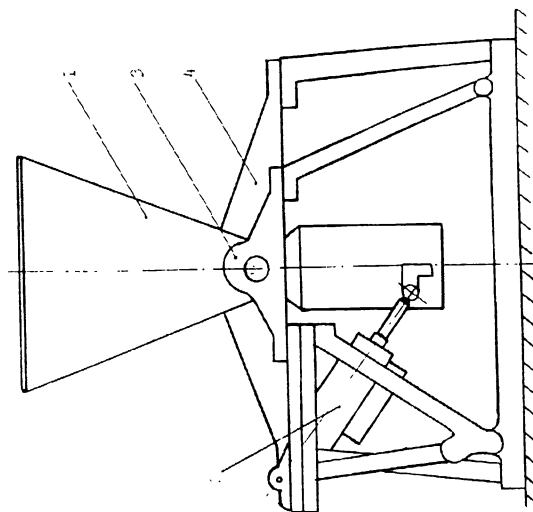


Рис. 6. Установка для определения динамических характеристик рулевого тракта:

1 – двигательная установка; 2 – рулевой привод;  
3 – внешняя траверса; 4 – внутренняя траверса

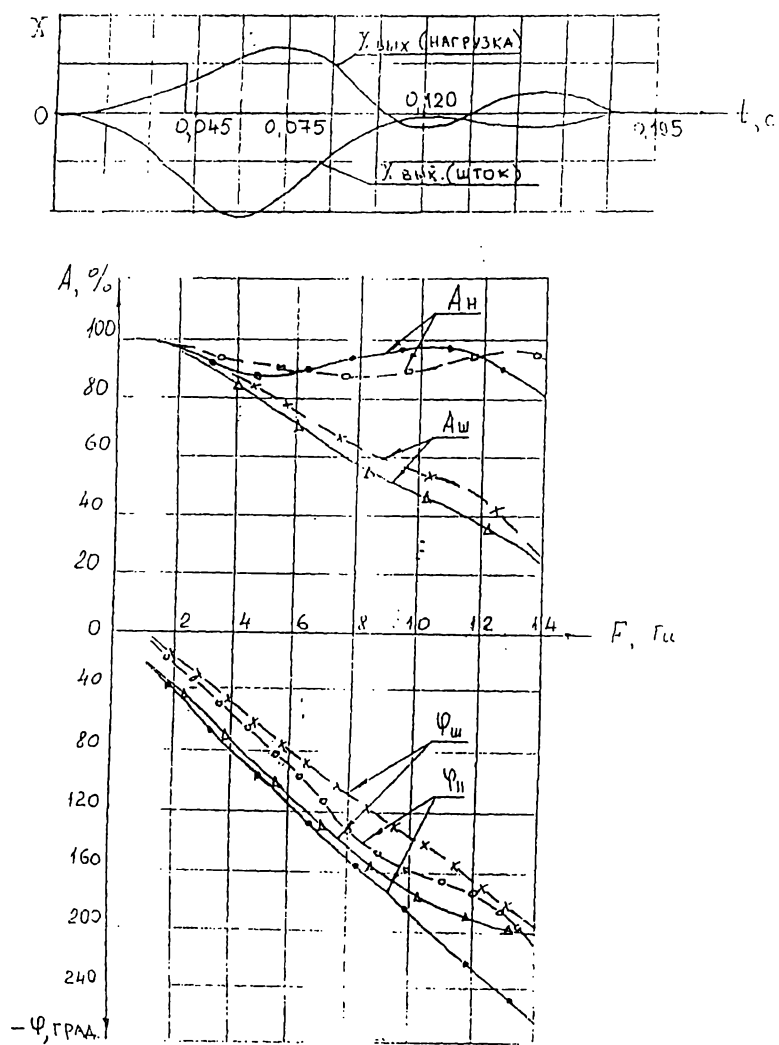


Рис. 7. Использование импульсного метода

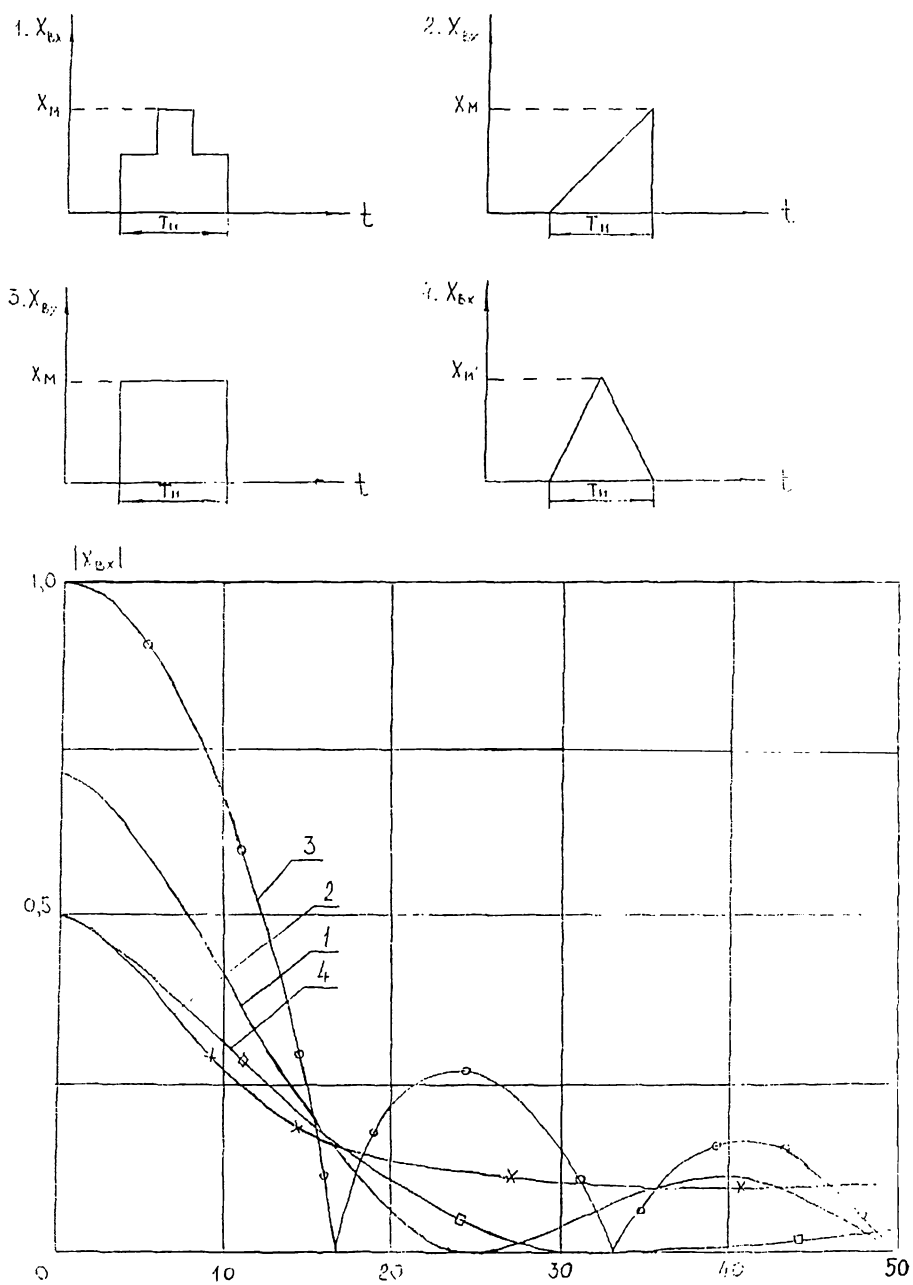
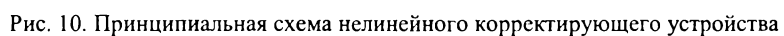
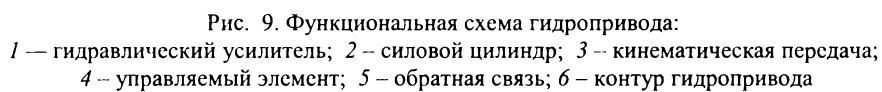


Рис. 8. Амплитуды преобразования Фурье для импульсных входных сигналов с единичной площадью



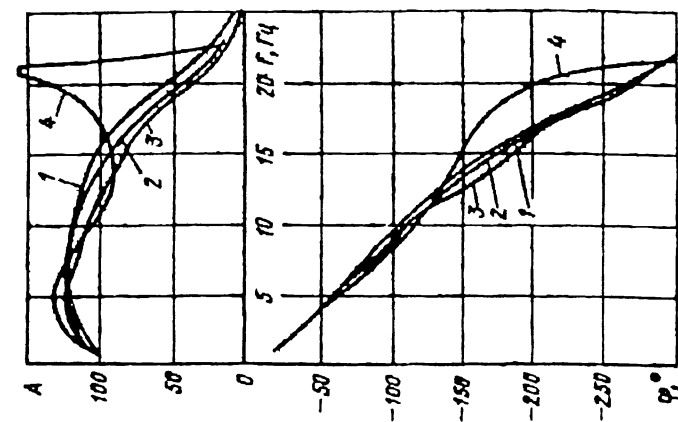


Рис. 11. Влияние проводимости дифференцирующего дросселя на АФЧХ гидропривода

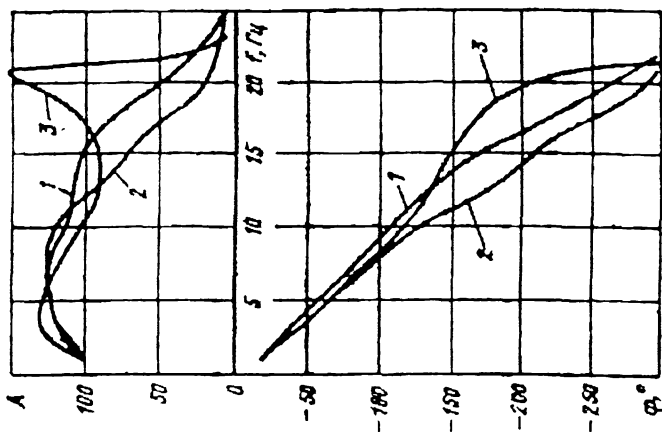


Рис. 12. Влияние жесткости пружин на АФЧХ гидропривода

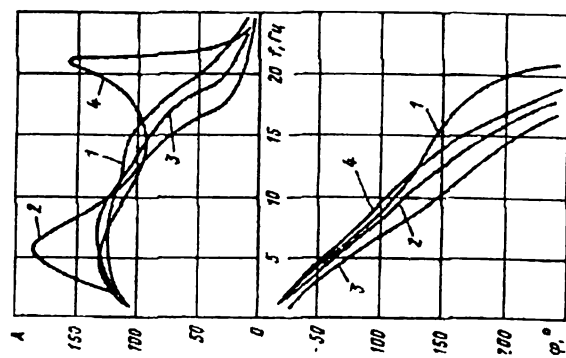


Рис. 13. Влияние перекрытий в золотниковой паре корректирующего устройства на АФЧХ гидропривода

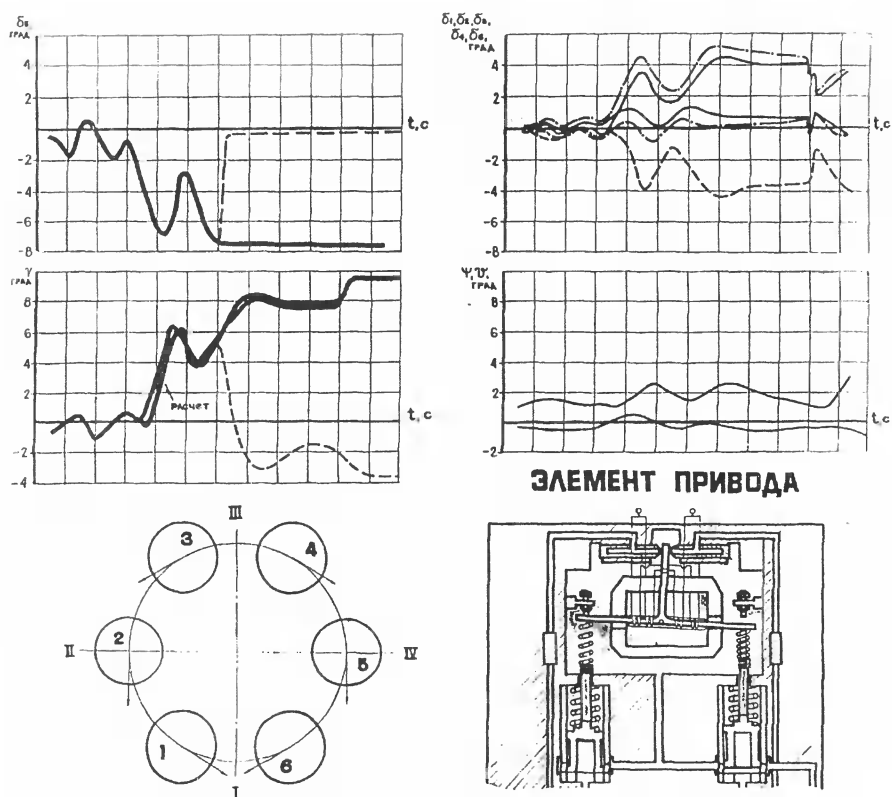


Рис. 14. Движение изделия при отказе РП  
( $\delta$  – угол отклонения камеры;  $\gamma$  – угол крена)

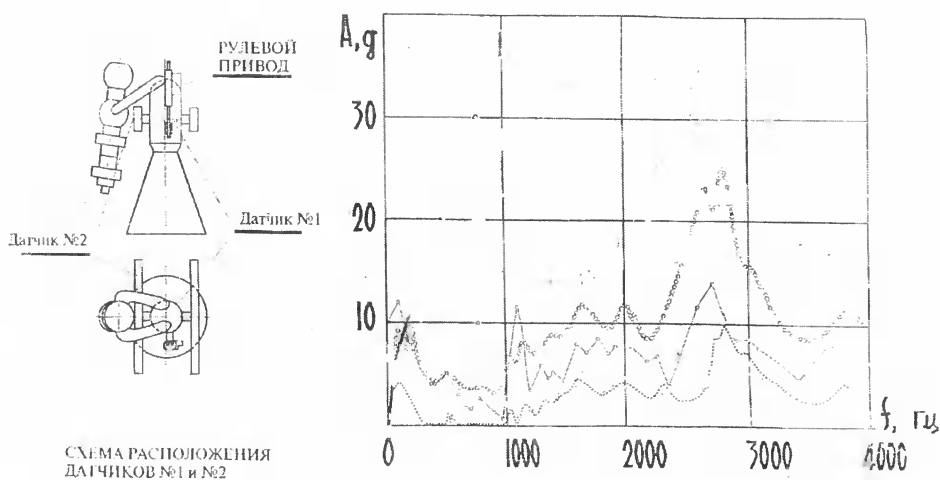
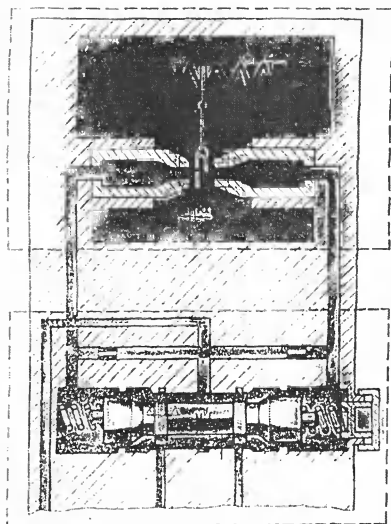


Рис. 15. Параметры вибрации в полете (результаты замеров датчиков № 1 и № 2, установленных вблизи рулевого привода)

## ГИДРОУСИЛИТЕЛЬ

ПАРАМЕТРЫ

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПРОЦЕСС



ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ РАЗМЕРЫ ССЛА

Число  $R_e$

$$f_c = 700 \div 1200 \text{ Гц}$$

ПРОТИВОДАВЛЕНИЕ

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАСЛОНКИ

$$f_s = 150 \div 250 \text{ Гц}$$

Давление питания

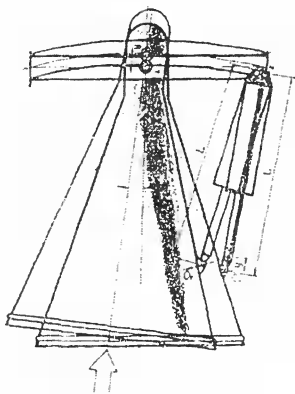
$$\lambda = +15 \div -15 \text{ мкм}$$

Температура жидкости

$$\Delta = 7 \div 12 \text{ мкм}$$

Микрогеометрия золотниково-вой пары

## ПРИВОД В СОСТАВЕ ОТСЕКА



$$\delta \sim 0,5^\circ \div 1,5^\circ$$

$$f_{PT} = 8 \div 20 \text{ Гц}$$

ЖЕСТКОСТЬ ТРАВЕРСЫ

ТЯГА ДВИГАТЕЛЯ

УГОЛ УСТАНОВКИ ПРИВОДА

## ОТКАЗЫ ПРИВОДА

1. ЗАГРЯЗНЕНИЕ ПОЛОСТЕЙ ПРИВОДА
2. ЗАКЛИНИВАНИЕ ЗОЛОТНИКА

3. НАРУШЕНИЕ РЕЖИМА ПИТАНИЯ  
(ПОЛОМКА ТРУБОК, ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ)

4. НАРУШЕНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПРИВОДА ПРИ ВИБРАЦИИ

Рис. 16. Нарушение работоспособности рулевого привода (рулевой машины) и факторы, влияющие на процесс



### ДИАГРАММЫ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ (по результатам 1096 испытаний)

## ВНЕШНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ



## Причины



## Пути повышения надежности

1. Возвращение штока неисправного РП в нейтраль
2. Резервирование РП
3. Настройка параметров АС
4. Расширение диапазона углов по СКТ
5. Уменьшение расхода рулей

## ПРИМЕРЫ РЕАЛИЗАЦИИ

ТУ-144, „Панавиа-200” —  
четырёхкратное резервирование;  
„Конкорд”, „А-300В”, изд. 70 —  
применение электронного  
канала для обнаружения  
неисправности

### СХЕМА ВОЗВРАЩЕНИЯ ШТОКА В НЕЙТРАЛЬ

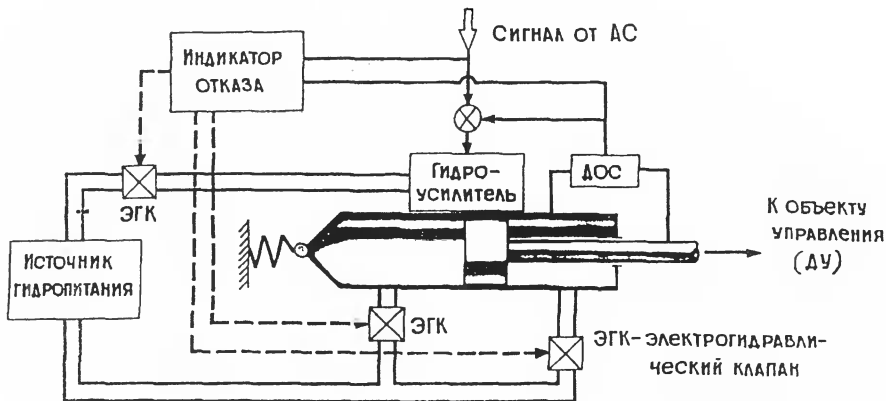


Рис. 17. Средства повышения надежности

## Устойчивость ракеты с жидким наполнителем и методы ее обеспечения

*Д.т.н. Цуриков Ю.А.*

При разработке изделий ракетно-космической техники с жидким наполнителем одной из важнейших является проблема обеспечения динамической устойчивости.

При движении по траектории изделие подвержено действию сил тяги, аэродинамических, кориолисовых, управляющих и гравитационных сил. При этом движение может сопровождаться колебаниями центра масс относительно расчетной траектории, угловыми колебаниями вокруг центра масс и колебаниями различных элементов ракеты. К числу их относятся колебания жидкого наполнителя, упругие колебания корпуса, колебания двигателя на упругом подвесе. В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с обеспечением устойчивости изделий вблизи частот колебаний топлива в баках. Подчеркнем, что масса жидкого наполнителя составляет около 90% общей массы изделия.

Из повседневного опыта известно, что свободная поверхность жидкости имеет опасное свойство совершать весьма значительные перемещения даже при малых перемещениях содержащих ее сосудов. В процессе стабилизации ракеты жидкость перемещается в поперечном направлении, откликаясь на колебания корпуса, в результате чего возникают поперечные силы, действующие на стенки баков. Кроме того при перемещениях жидкости смещается в поперечном направлении и центр масс системы, в результате чего возникает эксцентриситет тяги, что приводит к дополнительным возмущающим моментам.

Задача изучения движения тела с жидкостью является достаточно сложной, т.к. она требует совместного описания двух существенно разных объектов – твердого тела и жидкости. Наличие жидкости требует решения красивых задач для уравнений в частных производных, описывающих ее движение, наряду с исследованием системы обыкновенных дифференциальных уравнений динамики твердого тела.

Н.Е. Жуковский привел наиболее общую постановку задачи о движении твердого тела с полостями, целиком заполненными жидкостью, и показал, что при некоторых предположениях изучение движения рассматриваемой механической системы можно свести к исследованию некоторой другой системы, в которой жидкость замещена эквивалентным твердым телом. Большинство подходов в теории тел с полостями, частично заполненными жидкостью, основаны на идее замены исходных объектов их математическими моделями, представляющими собой системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Обычно при осуществлении такой замены используется вариационный метод. Кроме того применяются также методы возмущений, конечных разностей и пр.

В практике создания ракет неоднократно были случаи, когда из-за колебаний жидкого наполнителя случались аварии. Природа этих аварий связана с тем, что при колебаниях жидкости на бак действует знакопеременный возмущающий момент, и при неудачно выбранных характеристиках автомата стабилизации в

системе может наступить неустойчивый режим. Поэтому исследование устойчивости движения изделия с учетом колебаний жидкого топлива имеет принципиальное значение для выбора основных параметров ракет и систем управления.

Широкое распространение в инженерной практике получили следующие методы анализа устойчивости как самого объекта регулирования, так и замкнутой системы «объект + регулятор»:

- частотный метод, основанный на критерии Найквиста;
- метод корневого годографа;
- численные методы определения корней и т.д.

Все это весьма эффективные инженерные методы, для которых разработаны обширные пакеты программ, банки данных и достигнут высокий уровень автоматизации. Разумеется, это численные методы анализа. На пути решения задач устойчивости в общем виде стоят принципиальные математические трудности. Дело в том, что для систем со многими степенями свободы характеристическое уравнение имеет высокий порядок, а уравнение выше 4-го порядка в соответствии с известными теоремами (Абеля, Галуа) в общем случае в радикалах разрешено быть не может.

Вместе с тем, в практике требуется знание общих качественных закономерностей системы. Имеются сложные задачи прогнозирования структуры объекта и принципов разработки регулятора. Это выбор геометрической формы полостей, их размещение, выбор центровки объекта и т.д. Особое место занимают вопросы устранения неустойчивости, разработка принципов гашения колебаний, совершенствование в конструктивном, массовом отношении технических средств гашения колебаний.

Необходимо иметь представление о влиянии на устойчивость движения конструктивных параметров изделия, гидродинамических параметров, различных параметров регулятора. Это позволяют сделать аналитические способы исследования.

## **1. Маятниковая модель объекта управления**

Для описания движения тела с учетом колебаний жидкости в баках используем маятниковую модель, состоящую из абсолютно жесткого прямого стержня с укрепленными на нем математическими маятниками (рис. 1). Масса стержня с маятниками равна массе объекта с жидкостью, масса 1-го маятника — приведенной массе колеблющейся жидкости, момент инерции стержня с закрепленными в невозмущенном положении маятниками относительно поперечной оси, проходящей через точку приведения, равен моменту инерции объекта с «затвердевшей» жидкостью. Частота колебаний 1-го маятника равна частоте колебаний подвижной массы жидкости в 1-м баке, координата точки подвеса 1-го маятника совпадет с точкой приложения гидродинамических сил 1-го бака. На стержень действуют продольная сила тяги, аэродинамические силы и управляющая сила. Движение такой маятниковой модели описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned}
m\ddot{z}_0 + (P + F^a\psi + F^\psi\dot{\psi} + F^z\dot{z}_0 - \sum_{i=1}^k m_{0i}\ddot{r}_{0i} &= -(P/S)\delta_0; \\
J\ddot{\psi} + M^a\psi + M^\psi\dot{\psi} + M^z\dot{z}_0 + \sum_{i=1}^k m_{0i}R_{0i}\ddot{r}_{0i} &= -(P/S)\Delta_0\delta_0; \\
\ddot{r}_{0i} + \varepsilon_{0i}\dot{r}_{0i} + \omega_{0i}^2 r_{0i} - \ddot{z}_0 + R_{0i}\ddot{\psi} &= 0 \\
(i=1, \dots, k),
\end{aligned} \tag{1}$$

где  $\Psi$  – угол поворота стержня вокруг оси  $y_0$ ;

$z_0$  – смещение точки приведения 0 системы (метacentра) в направлении оси  $z_0$ ;

$r_{0i}$  – обобщенная координата, характеризующая отклонение  $i$ -го маятника от продольной оси стержня;

$\delta_0$  – угол поворота управляющего органа регулятора;

$m$  – масса стержня с маятниками;

$J$  – момент инерции стержня с закрепленными в невозмущенном положении маятниками относительно поперечной оси  $y_0$ ;

$P$  – следящая сила вдоль продольной оси стержня;

$P/S$  – корректирующая сила;

$\Delta_0$  – расстояние от 0 до точки приложения корректирующей силы;

$m_{0i}$  – масса  $i$ -го маятника;

$R_{0i}$  – расстояние от точки 0 до точки подвеса  $i$ -го маятника ( $R_{0i} > 0$ , если точка подвеса лежит выше 0);

$\omega_{0i}$  – частота колебаний  $i$ -го маятника в поле силы  $P$ ;

$\varepsilon_{0i}$  – коэффициент, характеризующий демпфирование колебаний  $i$ -го маятника;

$F^a, M^a$  – производные по углу атаки от поперечной аэродинамической силы и ее момента;

$F^z, M^z, F^\psi, M^\psi$  – демпфирующие аэродинамические силы и моменты, вызываемые появлением дополнительных углов атаки при движении стержня со скоростью  $\dot{z}_0$  и с угловой скоростью  $\dot{\psi}$ .

Для анализа удобно пользоваться системой уравнений, в которой координаты и все коэффициенты являются безразмерными величинами. Для приведения системы к безразмерному виду введем безразмерное время  $\tau = \omega_{00}t$ ,

где  $\omega_{00}$  – частота колебаний математического маятника длины  $\rho_0$  в поле ускорений, создаваемых силой  $P$ ;

$\rho$  – радиус инерции стержня с закрепленными в невозмущенном положении маятниками  $\left(\rho_0 = \sqrt{J/m}\right)$ .

Тогда систему уравнений (1) при дифференцировании по  $\tau$  можно переписать в виде

$$\left. \begin{aligned} \ddot{z} - a_{z\psi} \dot{\psi} - a'_{z\psi} \ddot{\psi} - a_{zz} \dot{Z} - \sum_{i=1}^k m_i \ddot{r}_i &= -\delta, \\ \ddot{\psi} - a_{\psi\psi} \dot{\psi} - a'_{\psi\psi} \ddot{\psi} - a'_{\psi Z} \dot{Z} + \sum_{i=1}^k m_{ii} R_i \ddot{r}_i &= -\Delta\delta, \\ \ddot{r}_i + \varepsilon_i \dot{r}_i + \rho_i r_i - \ddot{Z} + R_i \ddot{\psi} &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

В уравнении (2) введены следующие обозначения:

$$\begin{aligned} Z &= Z_0/\rho_0; \quad r_{ii} = r_{0i}/\rho_0; \quad R_i = R_{0i}/\rho_0; \quad \Delta = \Delta_0/\rho_0; \quad \delta = \delta_0/S; \\ m_i &= m_{0i}/m; \quad \omega_{00}^2 = P/m\rho_0; \quad \rho_i = \omega_{0i}^2/\omega_{00}^2; \quad \varepsilon_i = \varepsilon_{0i}/\omega_{00}; \\ a_{z\psi} &= -(P + F^a)/m\omega_{00}^2 \rho_0; \quad a_{\psi\psi} = -M^a/J\omega_{00}^2; \quad a_{zz} = F^z/m\omega_{00}; \\ a_{z\psi} &= -F^\psi/m\omega_{00} \rho_0; \quad a'_{\psi\psi} = M^\psi/J\omega_{00}; \quad a'_{\psi Z} = M^z \rho_0/J\omega_{00}. \end{aligned}$$

Оператор, характеризующий динамику регулятора, запишем как

$$M_1(p)\delta_0 = M_2(p)\psi + M_3(p)z_0,$$

где  $p = \frac{d}{dt}$ .

При рассмотрении устойчивости вблизи парциальных частот колебаний маятников  $\omega_{0i}$  можно воспользоваться тем, что указанные частоты малы и составляют величины от 0,3 до 1,5 Гц. Тогда для анализа замкнутой системы автоматического управления (САУ) можно принять упрощенное уравнение регулятора в виде

$$T_{20} \ddot{\delta}_0 + T_{10} \dot{\delta}_0 + \delta_0 = \kappa_{\psi 1}^0 \dot{\psi} + \kappa_{\psi}^0 \psi - \kappa_{z1}^0 \dot{Z}_0 - \kappa_z^0 Z_0, \quad (3)$$

где  $T_{20}$ ,  $T_{10}$  – постоянные времени, характеризующие фазовое запаздывание регулятора;

$\kappa_{\psi}^0$ ,  $\kappa_{\psi 1}^0$ ,  $\kappa_z^0$ ,  $\kappa_{z1}^0$  – передаточные числа регулятора.

При переходе к безразмерному времени  $\tau$  уравнение (3) можно переписать в виде

$$\begin{aligned} T_2 \ddot{\delta} + T_1 \dot{\delta} + \delta &= \kappa_{\psi 1} \dot{\psi} + \kappa_{\psi} \psi - \kappa_{z1} \dot{Z} - \kappa_z Z; \\ T_2 &= T_{20} \omega_{00}^2; \quad T_1 = T_{10} \omega_{00}; \quad \kappa_{\psi} = \kappa_{\psi}^0/S; \quad \kappa_{\psi 1} = \kappa_{\psi 1}^0 \omega_{00}/S; \\ \kappa_z &= \kappa_z^0 \rho_0/S; \quad \kappa_{z1} = \kappa_{z1}^0 \rho_0 \omega_{00}/S. \end{aligned} \quad (4)$$

Уравнение (4) является линейным дифференциальным уравнением, описывающим динамические процессы в регуляторе.

## 2. Устойчивость регулируемой системы с одним маятником

В практике приходится сталкиваться с проблемой, когда жидкость сильно задемпфирована во всех полостях, кроме одной. В частности, такая задача возникает при полете верхних ступеней и разгонных блоков рассматриваемых изделий.

Можно дать точное решение задачи асимптотической устойчивости жесткого тела с одной полостью, заполненной жидкостью. Движение системы аппроксимируется движением стержня с одним маятником.

Сначала решается задача в линейной постановке, т.е. работа объекта и регулятора описывается линейным дифференциальным уравнением.

Можно показать, что определитель Гурвица  $\Delta_{n-1}$ , характеризующий колебательную устойчивость системы, представляет собой произведение функций:

$$\Delta_5 = c \cdot \chi_1 \cdot \chi_2 \cdot \chi_3 \cdot \chi_4, \quad (5)$$

где

$$\chi_1 = 1 - m_1 - m_1 R_1^2; \quad (6)$$

$$\chi_2 = m_1 R_1; \quad (7)$$

$$\chi_3 = -\Delta \rho_1 R_1 + \rho_1 + \Delta(1 - m_1) - m_1 R_1; \quad (8)$$

$$\chi_4 = T_1 \{ R_1^2 m_1 \Omega_0^4 - R_1 m_1 (1 - A_0) \Omega_0^2 - (1 - m_1) \Omega_0^4 + \Omega_0^2 [\rho_1 + A_0 \Delta(1 - m_1)] - A_0 \Delta \rho_1 \}; \quad (9)$$

$$\left. \begin{aligned} \Omega_0^2 &= (k_{\psi 1} - T_1 k_{\psi}) / T_2 k_{\psi 1}, \\ A_0 &= k_{\psi 1} / T_1. \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

В областях устойчивости это произведение (5) должно быть положительно, а на границах этих областей равно 0.

Все кривые, характеризующие возможные границы, представляют собой кривые не выше второго порядка относительно параметра  $R_1$ , определяющего положение точки подвеса маятника. При этом функции  $\chi_1, \chi_2, \chi_3$  определяются только параметрами объекта, а функция  $\chi_4$  — параметрами объекта и двумя параметрами регулятора: частотой нулевой фазы  $\Omega_0$  и амплитудной характеристикой  $A_0$  на этой частоте (рис 2). Оказалось, что на каждой из границ определитель  $\Delta_3$  является также произведением достаточно простых функций, что позволяет провести весь анализ точно.

Из анализа условий  $\chi_2 > 0$ ,  $\chi_3 > 0$  (т.е. в случае идеального регулятора без запаздывания) при  $\Omega_0^2 \rightarrow \infty$  следует, что на всем рассматриваемом интервале изменения  $R_1$  имеется только одна неустойчивая зона, определяемая неравенством

$$0 < R_1 < \frac{\rho_1 + \Delta(1 - m_1)}{\Delta \rho_1 + m_1}.$$

Если иметь в виду, что для рассматриваемых систем  $m_1 < 1$ , то можно приближенно написать:

$$\frac{\rho_1 + \Delta(1 - m_1)}{\Delta\rho_1 + m_1} \approx \frac{1}{\Delta} + \frac{1}{\rho_1},$$

т.е. ширина неустойчивой зоны тем больше, чем ниже частота колебаний маятника и меньше расстояние  $\Delta$  от метacentра до точки приложения корректирующей силы.

Из анализа всей совокупности условий (6)–(10), когда учитывается запаздывание у регулятора, следует, что при конечном значении  $\Omega_0^2$ , но достаточно большом, т.е.  $\Omega_0^2 \gg \rho_1(1 - m_1)$ , наряду с неустойчивой зоной, которая имеет место при расположении маятника выше метacentра, появляются еще две неустойчивые зоны, расположенные на концах стержня. Ширину этих зон легко вычислить из анализа равенства  $\chi_4 = 0$ .

Теперь рассмотрим случай, когда в системе управления исполнительное устройство имеет нелинейную характеристику.

При решении задачи предполагается, что движение стержня с маятником описывается линейной системой, а регулятор имеет одну нелинейность, характеризующую ограничение скорости исполнительного устройства. В этом случае замкнутую САУ удобно представить в виде структурной схемы, изображенной на рис. 3, где  $i_\psi$ ,  $i_p$ ,  $\Psi$ ,  $\delta$  – переменные величины.

Передаточные функции  $W_1(S)$  и  $W_2(S)$  формируются исходя из уравнений, описывающих работу регулятора и движения стержня с маятником. Для определения частот и амплитуд автоколебаний в замкнутой системе используется метод гармонической линеаризации [1].

В основе этого метода лежит предположение, что решение для координаты, которая формируется на входе в нелинейный элемент (координата  $i_p$ ), может быть приближенно записано в виде

$$i_p = A \sin \omega t,$$

где  $A$  и  $\omega$  – искомые амплитуда и частота периодического режима.

Нелинейную функцию  $F(i_p)$  заменим некоторым линейным коэффициентом усиления  $a(A)$ , величина которого зависит от амплитуды входного сигнала. Тогда вместо уравнения (см. рис. 3)

$$S\delta_0 = F(i_p)$$

будем рассматривать уравнение

$$S\delta_0 = a(A) \cdot i_p. \quad (11)$$

Решив линеаризованные уравнения замкнутой системы «объект + регулятор» с учетом (11), для нелинейного регулятора получим группы значений положительных корней  $a(A)$ ,  $\omega$ , характеризующих возможные автоколебания в системе. Для того, чтобы перейти от параметра  $a(A)$  непосредственно к амплитуде автоколебаний, рассмотрим конкретный вид нелинейной скоростной характеристики привода типа ограничения.

Для такой характеристики коэффициент усиления  $a(A)$  линеаризованной системы может быть записан в виде (см. [1])

$$a(A) = \frac{2a_0}{\pi} \left( \arcsin \frac{b}{A} + \frac{b}{A} \sqrt{1 - \frac{b^2}{A^2}} \right), \quad (12)$$

где  $A \geq b$ .

Таким образом, используя решение замкнутой линеаризованной системы, можно построить кривые, характеризующие зависимость величины  $A$  от  $R_1$  (рис. 4).

Величина  $A$  представляет собой либо уровень амплитуды периодического режима, либо величину ограничения начальных условий в системе, при которой система теряет устойчивость.

Более подробный анализ устойчивости показывает, что из всех полученных режимов автоколебаний лишь один оказался устойчивым, именно тот, который может развиваться при расположении точки подвеса маятника в интервале

$$0 < R_1 < [\rho_1 + \Delta(1 - m_1)] / (m_1 + \Delta \cdot \rho_1).$$

Это неравенство указывает, что, если точка подвеса маятника  $R_1$  находится выше метacentра в зоне, лежащей на интервале CD, то в системе будут автоколебания с частотой, близкой к собственной частоте колебаний маятника.

### 3. Собственная неустойчивость системы с двумя маятниками

Прежде чем переходить к рассмотрению методов анализа замкнутой системы регулирования «объект + автомат стабилизации», выявим основные закономерности объекта регулирования.

Первой работой, в которой обращается внимание на появление колебательной неустойчивости у тела с жидкостью без регулятора (собственная неустойчивость), является работа Колесникова К.С. Однако было неясным, при каких сочетаниях параметров маятниковых систем возникает собственная неустойчивость. Иначе говоря, для каких компоновочных схем с жидким наполнителем при отсутствии управления возможна потеря устойчивости.

Положим, что система совершает движение в безвоздушном пространстве в поле следящей силы  $P$ . Тогда характеристическое уравнение системы (1) имеет вид

$$D(\lambda) = m^2 \rho^2 \omega_0^4 \lambda^4 (b_4 \lambda^4 + b_3 \lambda^3 + b_2 \lambda^2 + b_1 \lambda + b_0) = 0; \quad (13)$$

$$b_4 = 1 - m_1 - m_2 + m_1 m_2 (R_1 - R_2)^2 - (m_1 R_1^2 + m_2 R_2^2); \quad (14)$$

$$b_i = b_i(m_1, m_2, \varepsilon_1, \varepsilon_2, R_1, R_2).$$

Решения будем отыскивать в области  $D_0$ , ограниченной кривой

$$b_4(R_1, R_2) = 0. \quad (14)$$

В плоскости координат  $R_1, R_2$  уравнение (14) описывает эллипс (кривая 5 на рис. 5). Центр эллипса находится в начале координат. О размерах эллипса мож-



но судить по координатам точек пересечения его с осями координат  $A_1, A_2, A_3, A_4$ , т.е.

$$\begin{aligned} A_1 & \left( \sqrt{\frac{1-m_1-m_2}{m_1-m_1m_2}}, 0 \right); & A_2 & \left( 0, -\sqrt{\frac{1-m_1-m_2}{m_2-m_1m_2}} \right); \\ A_3 & \left( -\sqrt{\frac{1-m_1-m_2}{m_1-m_1m_2}}, 0 \right); & A_4 & \left( 0, \sqrt{\frac{1-m_1-m_2}{m_2-m_1m_2}} \right). \end{aligned}$$

Перейдем к более подробному рассмотрению случая, когда частоты колебаний жидкости и демпфирование в обоих баках одинаковы. Положим

$$\rho_1 = \rho_2 = \rho, \varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon.$$

Характер изменения областей при различных  $\rho$  ( $\rho_1 = \rho_2$ ;  $m_1 \neq m_2$ ) показан на рис. 5. Размеры областей неустойчивости увеличиваются при уменьшении частот колебаний  $\rho$ . Области неустойчивости  $D_1(D_2)$  при различных  $\rho$  ( $\rho_1 = \rho_2$ ) имеют общую точку соответственно  $B_1(B_2)$ , где

$$B_1 \left( -\frac{\sqrt{m_1m_2}}{m_1}, \frac{\sqrt{m_1m_2}}{m_1} \right) \text{ и } B_2 \left( \frac{\sqrt{m_1m_2}}{m_1}, -\frac{\sqrt{m_1m_2}}{m_1} \right).$$

Эти точки лежат на касательной к границам указанных областей, проходящей через начало координат. Уравнение касательной можно записать в виде

$$m_1R_1 + m_2R_2 = 0.$$

Области неустойчивости  $D_1$  и  $D_2$  лежат выше касательной.

Рассмотрим другие особенности областей  $D_1$  и  $D_2$ . При малых значениях демпфирования в системе и очень низких частотах колебаний маятника  $\rho_1$  области  $D_1$  и  $D_2$  могут пересекаться, образуя область  $D_3$ . Внутри области  $D_3$  система устойчива. Эта ситуация показана на рис. 5. Область устойчивости для  $\rho_1 = \rho_2 = 0,3$  отмечена штриховкой.

Как показывает численный анализ, по мере введения одинакового демпфирования кривые, ограничивающие области  $D_1$  и  $D_2$ , по-прежнему близки к эллипсам. При этом если подвижные массы достаточно большие, то для деформации границ собственной неустойчивости требуется значительное демпфирование.

Теперь рассмотрим случай, когда демпфирование в одном из баков отсутствует.

Пусть, например,  $\varepsilon_1 = 0, \varepsilon_2 \neq 0$ , тогда уравнение границ определяется только двумя параметрами: безразмерной величиной подвижной массы  $m_1$  и значением безразмерной частоты  $\rho_1$ .

Задача изучения закономерностей в поведении границ устойчивости в плоскости координат  $R_1, R_2$  сводится к рассмотрению следующих дробно-рациональных функций:

$$R_2 = (\rho_1 - m_1 R_1) / (1 - m_1 - \rho_1 R_1); \quad (15)$$

$$R_2 = (-\rho_1 + R_1 - m_1 R_1^3) / (\rho_1 R_1 - m_1 R_1^2). \quad (16)$$

На плоскости координат  $R_1, R_2$  функция (15) изображает равностороннюю гиперболу с асимптотами, параллельными осям координат.

Уравнения асимптот:

$$R_1 = (1 - m_1) / \rho_1,$$

$$R_2 = m_1 / \rho_1.$$

Ветви гиперболы обозначены сплошными линиями 3 и 5, а асимптоты – штриховыми.

Более детальный анализ устойчивости дает области собственной неустойчивости, показанные на рис. 6, а. Там же даны координаты характерных точек:

$$C_1 \left[ -\sqrt{(1 - m_1) / m_1}; +\sqrt{m_1 / (1 - m_1)} \right];$$

$$C_2 \left[ \sqrt{(1 - m_1) / m_1}; -\sqrt{m_1 / (1 - m_1)} \right];$$

$$C_3 \left\{ \left[ \frac{1 - m_1 - m_2 - \sqrt{m_2 \rho_1^2 (1 - m_2) - m_1 m_2 (1 - m_1 - m_2)}}{\rho_1 (1 - m_2)} \right]; \right. \\ \left. \left[ \frac{\sqrt{[(\rho_1^2 - m_1)(1 - m_2) + m_1^2] / \rho_1^2 m_2}}{\rho_1 (1 - m_2)} \right] \right\};$$

$$C_4 \left\{ \left[ \frac{1 - m_1 - m_2 + \sqrt{m_2 \rho_1^2 (1 - m_2) - m_1 m_2 (1 - m_1 - m_2)}}{\rho_1 (1 - m_2)} \right]; \right. \\ \left. \left[ \frac{-\sqrt{[(\rho_1^2 - m_1)(1 - m_2) + m_1^2] / \rho_1^2 m_2}}{\rho_1 (1 - m_2)} \right] \right\};$$

$$C_5, C_6 \left\{ R_1 = m_2^{1/2} - [(1 - m_1) / \rho_1] m_2 \pm [(4m_1^2 - 6m_1 + \rho_1^2 + 2)2\rho_1^2] m_2^{3/2} \pm \dots \right\}$$

Здесь следует отметить одно важное свойство системы. Суть его состоит в том, что собственная неустойчивость может иметь место во всех квадрантах плоскости  $R_1, R_2$ , кроме третьего.

Введение малого демпфирования (рис. 6, б) в обеих полостях приводит к тому, что все меньшая часть предельной области, соответствующей случаю  $\bar{\varepsilon}_2 = 0, \bar{\varepsilon}_1 = \text{const}$ , заполняется областью собственной неустойчивости.

При одинаковом демпфировании вместо ветвей типа гипербол области неустойчивости окаймляют кривые типа эллипсов.

Рассмотрим, наконец, общий случай, когда  $\rho_1 \neq \rho_2$ .

При фиксированных значениях  $m_1, m_2, \varepsilon_1, \varepsilon_2, \rho_1$  и  $\rho_2$  уравнение для границ устойчивости имеет вид и может быть представлено семейством кривых

$$\Delta_3(R_1, R_2) = a_{41} R_2^4 R_1 + a_{14} R_2 R_1^4 + a_{32} R_2^3 R_1^2 + a_{23} R_2^2 R_1^3 + a_{40} R_2^4 + a_{04} R_1^4 + \\ + a_{22} R_2^2 R_1^2 + a_{31} R_2^3 R_1 + a_{13} R_2 R_1^3 + a_{30} R_2^3 + a_{03} R_1^3 + a_{21} R_2^2 R_1 + a_{12} R_2 R_1^2 + \\ + a_{20} R_2^2 + a_{02} R_1^2 + a_{11} R_2 R_1 + a_{10} R_2 + a_{01} R_1 + a_{00} = 0, \quad (17)$$

где

$$a_{ij} = a_{ij}(m_1, m_2, \varepsilon_1, \varepsilon_2, \rho_1, \rho_2).$$

Области собственной неустойчивости системы при различных значениях частот маятников показаны на рис. 7.

Подробный анализ семейства кривых (17), окаймляющих области неустойчивости, показывает, что размеры этих областей по мере снижения частоты колебаний жидкости увеличиваются (см. рис. 5, 7). Аналогичное влияние оказывает увеличение подвижных масс колеблющейся жидкости. Это означает, что вероятность возникновения собственной неустойчивости увеличивается для тел, имеющих малое удлинение, т.е. большой радиус свободной поверхности жидкости и малую высоту полости. И еще: вероятность появления собственной неустойчивости увеличивается с уменьшением перегрузки.

При рассмотрении общего случая (см. рис. 7), когда частоты жидкости в полостях различны  $\rho_1 \neq \rho_2$  и демпфирование отлично от нуля, удобно строить огибающие к изучаемым областям. Исследования показали физически очевидный результат – наибольшие области собственной неустойчивости имеют место в системе с очень близкими частотами  $\rho_1 \approx \rho_2$ , т.е. в случае резонанса. Чем больше разница в частотах, тем меньше области неустойчивости, и при значительной разнице в частотах  $\rho_1 \gg \rho_2$  явления собственной неустойчивости можно не опасаться, его не существует.

Отметим, что выявленные здесь закономерности целесообразно учитывать при проведении проектных работ, когда определяется конфигурация полостей, осуществляется выбор компоновочной схемы изделия.

#### 4. Структурная устойчивость

Рассмотрим замкнутую систему регулирования. Под структурной устойчивостью будем понимать «стабилизируемость объекта», т.е. способность его под воздействием регулятора обеспечить устойчивое движение.

Под структурной неустойчивостью системы имеется в виду такой неустойчивый режим, при котором никаким изменением параметров регулятора (без изменения его структуры) невозможно обеспечить устойчивость замкнутой системы.

Прежде чем переходить к существу метода, остановимся на некоторых особенностях современных изделий рассматриваемого класса. Для изделий, особенно тандемных схем, характерно, что:

1. Частоты колебаний жидкости в полостях одинаковы или близки;
2. Имеются разбросы характеристик регулятора и привода;
3. Имеются разбросы в коэффициентах парциальных подсистем;
4. Демпфирование в системе отсутствует или мало.

В ряде практически важных случаев частотные характеристики объекта регулирования на комплексной плоскости  $W$  могут представлять собой окружности, расположенные в разных полуплоскостях (одна вверху, другая внизу). При этом амплитудные характеристики объекта ( $A_1$  и  $A_2$ ) на частотах  $\Omega_1, \Omega_2$  могут

быть достаточно велики, так что обеспечить условия фазовой стабилизации невозможно. Иначе говоря, нельзя обеспечить прохождение фазовой характеристики регулятора между заданными частотами  $\Omega_1, \Omega_2$  (рис. 8).

Для изучения условий фазовой стабилизации вводится так называемый идеальный регулятор, обладающий той особенностью, что его фазовая характеристика всегда находится по одну сторону от оси частот (см. рис. 8).

Для рассматриваемой системы получены достаточно простые уравнения, описывающие границы областей устойчивости. Эти уравнения не зависят от параметров регулятора, а определяются исключительно параметрами объекта. Подробно изучено влияние парциальных частот, подвижных масс колеблющейся жидкости, расстояния от метацентра системы до точки приложения управляющей силы, аэродинамических сил на устойчивость замкнутой системы (рис. 9).

Показаны области структурной неустойчивости при одинаковых частотах маятников (рис. 9).

Предложенный метод оказался весьма полезным при выборе рациональных параметров объекта регулирования. Он позволяет выявить явление «нестабильности» на ранних стадиях проектирования и отбраковать менее удачные компоновки. Однако наличие «нестабильности» (нарушение условий разовой стабилизации) еще не означает, что систему нельзя сделать устойчивой. Можно указать целый ряд технических средств, когда при наличии «нестабильности» задача устойчивости может быть решена. Могут быть применены специальные средства автоматики, наконец, возможно допустить режим автоколебаний на некотором временном интервале движения, где проявляется «нестабильность».

В целом необходимо подчеркнуть, что идея использования условий фазовой стабилизации оказалась весьма плодотворной. Как правило, она используется в процессе эскизного проектирования, при анализе натурных испытаний объектов с жидкостью.

## 5. Асимптотическая устойчивость

В случае учета только запаздывания в регуляторе (т.е. при отсутствии диссипативных сил и регулирования по  $Z$ ) определитель Гурвица, формирующий границу колебательной устойчивости, может быть представлен в виде произведения функций  $\Delta_7 = C\chi_0\chi_1\chi_2\chi_3\chi_4$ ,

где  $C$  – положительная величина, не зависящая от  $R_i$ , а функция  $\chi_i$  при  $\rho_1 \neq \rho_2$  в координатах  $R_i$  имеет следующий вид:

$$\chi_0 = R_1^2(m_1m_2 - m_1) - 2R_1R_2m_1m_2 + R_2^2(m_1m_2 - m_2) + 1 - m_1 - m_2;$$

$$\chi_{1,2} = R_2 - k_{1,2}R_1,$$

$$\text{где } k_{1,2} = -\frac{(1-m_1)\rho_2 + (1-m_2)\rho_1 \pm \sqrt{[(1-m_1)\rho_2 + (1-m_2)\rho_1]^2 + 4m_1m_2\rho_1\rho_2}}{2m_2\rho_1};$$

$$\begin{aligned}
\chi_3 &= C_{30}R_1^3 + C_{03}R_2^3 + C_{21}R_1^2R_2 + C_{12}R_1R_2^2 + C_{20}R_1^2 + C_{02}R_2^2 + \\
&+ C_{11}R_1R_2 + C_{10}R_1 + C_{01}R_2 + C_{00}; \\
\chi_4 &= aR_1^2 + 2bR_1R_2 + cR_2^2 + 2dR_1 + 2eR_2 + f; \\
a &= m_1\Omega_0^4[(1-m_2)\Omega_0^2 - \rho_2]; \quad c = m_2\Omega_0^4[(1-m_1)\Omega_0^2 - \rho_1]; \\
2d &= m_1\Omega_0^2(a_{z\psi} - A_0)(\Omega_0^2 - \rho_2); \quad 2e = m_2\Omega_0^2(a_{z\psi} - A_0)(\Omega_0^2 - \rho_1); \\
f &= -[\Omega_0^4(1-m_1-m_2) + \Omega_0^2(m_1\rho_2 + m_2\rho_1 - \rho_1 + \rho_2) + \rho_1\rho_2](\Omega_0^2 - A_0\tilde{\Delta} + a_{\psi\psi}); \\
b &= m_1m_2\Omega_0^6.
\end{aligned}$$

Таким образом, уравнения, определяющие границы областей устойчивости  $a_n = 0, \Delta_{n-1} = 0$ , распадаются на ряд уравнений. На рис. 10 дана геометрическая интерпретация результатов:  $a_n = \chi_0 = 0$  (кривая 1),  $\chi_1 = 0, \chi_2 = 0$  (прямые 2, 3),  $\chi_3 = 0$  (кривая 4),  $\chi_4 = 0$  (кривая 5). При этом функции  $\chi_0, \chi_1, \chi_2, \chi_3$ , зависящие только от параметров объекта, совпадают с функциями, характеризующими положение границ устойчивости системы с идеальным регулятором, рассмотренным ранее. Функция  $\chi_4 = 0$  существует только при наличии запаздывания регулятора и определяется параметрами как объекта, так и регулятора. Таким образом, наличие запаздывания в регуляторе приводит к появлению дополнительной границы, не меняя остальных кривых. Однако наличие этой дополнительной границы может существенно изменить расположение устойчивых и неустойчивых областей в зависимости от параметров регулятора  $A_0, \Omega_0$ . На рисунке представлены случаи, соответствующие различным значениям  $\Omega_0$ . Все параметры объекта одинаковы для всех случаев. Области устойчивости заштрихованы. Заметим, что граница, связанная с параметрами регулятора (кривая 5), является наиболее опасной, т.к. именно переход через нее приводит к появлению наибольших величин инкрементов. Это обстоятельство можно подтвердить другим методом – прямым вычислением корней характеристического уравнения.

Существенное значение имеет дальнейшее рассмотрение изучаемой системы, когда учитывается демпфирование колебаний жидкости, аэродинамическое демпфирование, влияние регулирования по каналу центра масс  $Z$ . Построен алгоритм для анализа системы с учетом этих факторов.

Этот алгоритм позволяет строить области устойчивости в плоскости параметров, которые входят нелинейно в характеристическое уравнение системы. При учете регулирования движения центра масс, как показано на рис. 11, из всех границ смещаются только кривые 2, 3. При этом может увеличиться область неустойчивости системы.

Исследования системы с учетом диссипативных сил (рис. 12) показали, что кривые 2, 3, 4, свойственные системам с идеальным регулятором, значительно деформируются, а при значениях  $\varepsilon_i \approx 0.1$  вообще пропадают. Кривая 5, зависящая от запаздывания в регуляторе, практически не меняется, а при значениях  $\varepsilon_i \approx 0.1$  она одна ограничивает область устойчивости системы.

Таким образом, на базе выявленного свойства приводимости определителя Гурвица разработаны методы анализа собственной, структурной и асимптотической неустойчивости систем. Их отличают следующие положительные моменты.

Установлены явные зависимости между конструктивными параметрами объекта и регулятора и математическими условиями устойчивости.

Указанные условия для объекта и регулятора разделены. Это означает возможность решения ряда новых проектно-конструкторских задач при неполной информации об объекте либо регуляторе.

Условия фазовой стабилизации (структурная неустойчивость) и амплитудно-фазовой стабилизации также нормируются порознь. Это означает, что можно анализировать и использовать влияние амплитудной и фазовой характеристики регулятора до некоторой степени отдельно.

Сочетание аналитических методов с применением алгоритмов на ЭВМ позволило установить ряд существенных свойств, характеризующих движение системы: меру грубости, возможные режимы дестабилизации в системе, степень влияния основных параметров на развитие неустойчивости, наиболее опасные границы устойчивости.

## **6. Методы устранения неустойчивости вблизи частот колебаний жидкости**

Далее рассмотрим два различных подхода, направленных на гашение колебаний изделия из-за неустойчивости, вызванной колебаниями жидкости. Первый из них предполагает использование демпфирования от демпферов-гасителей. Второй предполагает применение датчика перегрузки в составе автомата стабилизации.

Как известно, наряду с методами совершенствования конструкции демпфирующих устройств, совершенствования технологии, использования новых материалов важным является правильный выбор самой величины потребного демпфирования. Эта задача весьма актуальна, поскольку масса демпфирующих устройств составляет значительную часть массы изделия.

Алгоритмы для выбора потребного демпфирования позволяют проводить анализ как в случае системы с регулятором, так и без регулятора. На рис.13 показаны области устойчивости в параметрах  $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ , характеризующих коэффициенты демпфирования колебаний жидкости в полостях. Целесообразно при этом проводить анализ, в какой из полостей следует увеличить демпфирование и до какой величины для обеспечения устойчивости. Здесь же показаны различные виды демпфирующих устройств в полостях. На рис. 14 представлены различные типы гасителей колебаний жидкости в баках.

При изучении другого способа ликвидации опасных неустойчивых режимов – посредством введения в регулятор сигнала от датчика перегрузки – показано, что использование указанного сигнала является эффективным средством расширения области устойчивости замкнутой системы. В частности, найдены условия фазовой стабилизации системы вблизи частот колебаний жидкости.

Уравнение регулятора принималось в виде:

$$P(\delta) = K_{\psi} \dot{\psi} + K_{\dot{\psi}} \ddot{\psi} - \frac{\lambda}{j} \left( \ddot{Z} - L_{\mathcal{D}} \ddot{\psi} + j\dot{\psi} \right). \quad (18)$$

Объект при этом моделируется в виде стержня с  $n$  маятниками одинаковой длины.

Уравнения границ колебательной устойчивости при выполнении некоторых простых дополнительных условий можно получить в виде равенств

$$\lambda \left[ \rho \sum_{i=1}^n m_i R_i + (1 + \rho \Delta) \sum_{i=1}^n m_i \right] + \left( \sum_{i=1}^n m_i - 1 \right) \sum_{i=1}^n m_i - \rho \sum_{i=1}^n m_i R_i = 0; \quad (19)$$

$$\left( \sum_{i=1}^n m_i + \rho \Delta \right) \sum_{i=1}^n m_i R_i^2 + \left( \Delta^2 \rho + \Delta - \rho - \sum_{i=1}^n m_i R_i \right) \sum_{i=1}^n m_i R_i - (\rho \Delta) \sum_{i=1}^n m_i = 0; \quad (20)$$

$$\lambda \left( \sum_{i=1}^n m_i R_i^2 + \Delta \sum_{i=1}^n m_i R_i - 1 \right) + \left( \sum_{i=1}^n m_i - 1 \right) \sum_{i=1}^n m_i R_i^2 - \left( \sum_{i=1}^n m_i R_i^2 \right) - \sum_{i=1}^n m_i + 1 = 0. \quad (21)$$

Здесь  $m_i, R_i, \rho, \Delta, \rho_0$  – параметры, характеризующие объект регулирования,  $\lambda$  – коэффициент усиления сигнала от датчика перегрузки. Рассматриваемые границы удобно трактовать как поверхности в  $n$ -мерном пространстве координат  $R_i$  при фиксированных величинах  $m_i, \rho, \Delta$ . Важно отметить, что в уравнениях этих поверхностей не входят величины коэффициентов усиления регулятора по угловой координате объекта. Эти поверхности определяются помимо параметров самого объекта, исключительно параметром  $\lambda$ , причем поверхность, определяемая уравнением (20), остается неподвижной при изменении коэффициента усиления  $\lambda$ . Уравнения (19) и (21) определяют семейства поверхностей с параметром  $\lambda$ . Изменяя величину  $\lambda$ , можно существенно деформировать области устойчивости и тем самым исключить структурную неустойчивость.

В случае двух маятников, когда  $n = 2$ , пространство превращается в плоскость и поверхности границ устойчивости – в плоские кривые. Геометрическая схема, поясняющая взаимное поведение линий (1,3), ограничивающих области устойчивости системы при  $n=2$  и  $\lambda = 0$ , приведена на рис.15, а, где области устойчивости заштрихованы. В этом случае условие (19) дает прямую, условия (20, 21) дают эллипсы. В случае  $\lambda \neq 0$  уравнению (20) соответствует неподвижный эллипс, уравнению (19) – семейство прямых и уравнению (21) – семейство кривых второго порядка.

На фиг. 15, б показана область устойчивости для случая  $\lambda > 0$ , иллюстрирующая эффективность регулирования рассматриваемой системы по величине  $\lambda$ .

Подводя итог, можно сказать следующее.

В рамках линейной теории движения жидкости возможно аналитическое построение закономерностей, описывающих процессы в ряде практически важных

случаев. Такое рассмотрение позволяет дать классификацию различных видов неустойчивости:

- собственная неустойчивость, которая может проявляться при малых величинах продольной перегрузки для полостей с малым относительным удлинением;
- структурная неустойчивость, возможная в случае регулятора, реагирующего только на угловую координату (угол курса) при достаточно близких собственных частотах колебаний жидкости в полостях.

Изменение структуры регулятора введением сигнала по перегрузке может устранить явление неустойчивости. Однако на практике следует решать эти вопросы осторожно, внимательно отнесясь к проблеме фильтрации сигналов.

Надо подчеркнуть границы применимости линейной теории: отклонения свободной поверхности жидкости от невозмущенного состояния не должны превышать  $\sim 0,15$  ее линейного размера (например радиуса цилиндрического сосуда).

Поверхность жидкости в этом случае близка к плоской (для 1-го тона колебаний). Такая ситуация обычно имеет место при штатных полетах, когда возмущения не выходят за границы расчетных значений и автомат стабилизации обеспечивает устойчивое движение ракеты и минимальные отклонения от расчетной траектории. Однако при нештатных ситуациях, если возмущения превышают расчетные, могут возникнуть большие боковые перегрузки, приводящие к новым явлениям в движении жидкости. Форма поверхности волны может резко отличаться от плоской. Возможны разрывы жидкости. В этом случае движение не может быть описано с помощью линейной теории. Рассмотрим такого рода движение на примере одной нештатной ситуации.

## **7. Нелинейные колебания. Анализ одной нештатной ситуации**

При проведении натурного эксперимента одного из изделий в конце полета второй ступени на участке спада тяги был зафиксирован факт резкого уменьшения осевой перегрузки в течение 3,0 ... 3,5 секунд (рис. 16, а, кривая 1). На этом участке осевая перегрузка обычно составляет 0,4 ед. (кривые 2, 3). В данном эксперименте перегрузка оказалась примерно в два раза ниже среднестатистической. Иначе говоря, тяга двигателя упала в два раза.

Заметим, что в начале этого временного интервала ( $t \approx 0$ , рис. 16, з), где анализируется процесс, по штатной программе производится изменение передаточных коэффициентов системы управления для того, чтобы уменьшить в конце полета второй ступени величины обобщенных координат изделия – бокового ( $Z$ ) и нормального ( $Y$ ) сноса изделия (рис. 16, з, графики  $K_z$ ,  $K_{z1}$ ,  $K_y$ ,  $K_{y1}$ ).

На это изменение коэффициентов СУ изделие реагирует резким синусоидальным отклонением рулей и соответствующим увеличением угла рыскания  $\psi$  (рис. 16, б, в) и боковой перегрузки  $\ddot{Z}$  (рис. 16, д). Как показывает анализ графиков, такой характер изменения параметров изделия имел место при всех натуральных экспериментах. При этом спад тяги носил плавный характер, на работе двигателя это не сказывалось.



В данной нештатной ситуации можно заметить отличие от обычного развития процесса: пики рулей и перегрузки были несколько выше и смещены вправо по времени; также несколько возрос угол рыскания  $\psi$ .

Для объяснения факта нештатного падения тяги был выдвинут ряд гипотез:

- 1) засорение в тракте подачи топлива;
- 2) высокочастотные колебания в двигателе;
- 3) перегрев двигателя;
- 4) оголение заборника и проскакивание пузыря в двигатель.

При детальном рассмотрении этих гипотез, после проведения ряда теоретических и экспериментальных работ первые три версии не подтвердились. Осталась последняя – проскакивание пузыря. На возможность этого явления косвенно указывали следующие факты:

- 1) интервал времени, в течение которого регистрировалось падение тяги, примерно соответствовал полупериоду колебаний жидкости в баке горючего,
- 2) малый уровень заполнения баков компонентами в сочетании с возросшей величиной бокового ускорения.

Это давало возможность предполагать, что при колебаниях изделия происходит отлив компонента от заборного устройства и, следовательно, прорыв газа наддува в топливную магистраль. При этом можно предположить нелинейный характер движения компонента, что впоследствии подтвердилось результатами модельных испытаний.

Однако этих фактов еще недостаточно, чтобы считать версию достоверной. Необходимо было в наземных условиях воспроизвести процесс движения жидкости в условиях больших боковых перегрузок.

Одновременно с построением доказательств, с выбором наиболее достоверной гипотезы шел процесс разработки мероприятий, которые исключили бы подобные явления. В данном случае были рассмотрены следующие мероприятия:

- 1) Увеличение уровня жидкости. Однако это противоречит требованиям энергетики изделия.
- 2) Уменьшение величины возмущающего момента относительно оси  $Z$ . Оно может быть достигнуто либо установкой специальных балансиров для приближения центровки изделия к его оси симметрии, либо намеренным перекосом вектора тяги двигателя – чтобы линия тяги проходила через центр масс. Это может оказаться достаточно сложным, кроме того, установка балансиров – это дополнительная масса, которая всегда нежелательна.
- 3) Доработка конструкции заборника топлива, которая исключила бы прохождение пузыря (также весьма сложное мероприятие).
- 4) Улучшение качества переходного процесса по всей траектории полета за счет оптимального выбора коэффициентов усиления регулятора в каналах угловой ( $K_\psi$ ,  $K_{\psi_I}$ ) и нормальной ( $K_z$ ,  $K_{z_I}$ ) стабилизации с тем, чтобы к концу полета величины обобщенных координат были минимальными.

5) Изменение коэффициентов усиления на последнем участке полета с тем, чтобы резко изменить характер поведения боковой перегрузки. Два последних мероприятия мы рассмотрим более подробно.

Меняя настроечные коэффициенты в канале боковой стабилизации (БС), можно существенно уменьшить по всей трассе полета величины отклонений по боковой координате и по скорости. При этом они будут уменьшены как по самой трассе, так и в конце. Однако на нужном интервале воздействие коэффициентов усиления в канале боковой стабилизации на боковую перегрузку незначительно.

Существенно более эффективным воздействием на боковую перегрузку на нужном интервале оказалось изменение коэффициентов угловой стабилизации. При увеличении коэффициентов усиления  $K\psi$  и  $K\dot{\psi}$  значение перегрузки на 2-й волне синусоиды можно снизить примерно в 2 раза.

Таким образом, казалось бы, задача решена. Нужного эффекта можно достичь, комбинируя передаточные коэффициенты в каналах угловой (в первую очередь) и боковой (во вторую) стабилизации и таким образом формируя нужную перегрузку на последнем интервале. Однако это достижение – кажущееся, поскольку оно находится в противоречии с областями устойчивости системы. Если посмотреть внимательно на расположение областей устойчивости (рис. 17), видно, что увеличение коэффициента усиления  $Kz$  в канале боковой стабилизации резко деформирует нижнюю границу, заметно уменьшая область устойчивости, а увеличение коэффициента усиления  $Kz_I$  резко смещает границу области вправо, и таким образом запасы устойчивости существенно снижаются (рис. 18). Поэтому проведение данного мероприятия весьма опасно.

Значительно более эффективным мероприятием будет изменение коэффициентов на том участке, где проявилась повышенная боковая перегрузка (рис. 19). Если вместо резкого изменения коэффициентов усиления менять их достаточно плавно, то фронт нарастания боковой перегрузки заметно уменьшится и, несмотря на то, что возмущения, действующие на объект, будут больше, величина боковой перегрузки на нужном интервале будет заметно снижена.

Это мероприятие является, пожалуй, наиболее эффективным с точки зрения снижения самой перегрузки.

Теперь нам остается доказать, уже экспериментально, что в зависимости от характера перегрузки на этом участке жидкость будет вести себя по-разному и может в том или ином случае пропустить пузырь в двигатель либо не пропустить. Такую задачу можно решить на специальном стенде. Рассмотрим его, заметив предварительно, что при малых уровнях жидкости колебания ее перестают оказывать влияние на движение твердого тела, и только динамика твердого тела влияет на движение жидкости.

Моделирование процессов, происходящих в баке с жидким наполнителем при одновременном изменении продольных и поперечных ускорений, может быть выполнено на различных стендовых установках: башнях невесомости, центрифугах, обратных маятниках и т.д. Одной из таких установок и является маятниковый стенд, схема которого изображена на рис. 20.

Основными функциональными элементами стенда, обеспечивающими создание требуемых изменений суммарного ускорения, действующего со стороны модельной емкости на жидкость, являются:

- рычаг маятника, на платформе которого жестко закреплена испытываемая модельная емкость с модельной жидкостью;
- управляющая ЭВМ;
- управляемый гидропривод, формирующий требуемые закономерности изменения ускорений маятника;
- вакуумный насос, соединенный с модельной емкостью (через ресивер и пневмогидроклапан), обеспечивающий требуемый расход модельной жидкости.

Закон движения маятника, скорость течения модельного компонента, начальный уровень заливки модельной жидкости рассчитываются исходя из принятых критериев подобия и задач моделирования ( $Bo$ ,  $Fr$ ,  $Re$ ,  $Ho$ , ...). В рассматриваемом случае задача исследований состояла в определении минимальных действующих на модель перегрузок, при которых не происходит попадания опасных для двигателя объемов газов включения в прозрачную проставку – газосборник, где определяется суммарный объем попавшего в трубопровод газа.

На маятниковом стенде были проведены испытания, результаты которых полностью подтвердили версию о попадании пузыря в качестве причины рассматриваемой нештатной ситуации. Кроме того экспериментально были найдены граничные режимы перегрузок, при которых не происходило проникновения газа в магистраль.

Из этого эксперимента можно сделать некоторые важные выводы. Дело в том, что система «тело + жидкость» является очень чувствительной, динамически негрубой: при сравнительно небольшом изменении возмущения сформировался новый характер колебаний топлива, что привело к нештатной ситуации, практически к отключению двигателя. Это еще раз говорит о том, что очень важно знать закономерности формирования движения тела в поле нестационарных перегрузок. Знание этих закономерностей, по существу, позволяет повысить качество применяемых конструкторских решений. Именно в связи с тем, что для космической техники очень важны знания законов движения жидкого наполнителя, эти работы как в экспериментальном, так и в теоретическом плане интенсивно продолжаются.

Здесь уместно отметить, что анализ приведенной нештатной ситуации привел к разработке новых типов заборных устройств.

Решение проблемы опорожнения топливных баков до конструктивных остатков топлива в условиях значительных колебаний жидкости, а также при отклонения вектора тяги от продольной оси бака, обеспечивается применением заборных устройств с сепаратором газовых включений и устройств распределенного забора топлива (это направление работ в нашей организации проводится И.С. Партолой совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана). В первом случае заборное устройство оснащено емкостью, в которой скорость потока ниже скорости всплытия газовых включений при действующей в полете перегрузке.

Емкость оснащена сетчатыми экранами, расположенными перпендикулярно скорости потока. Экраны обеспечивают разделение жидкой и газовой фазы благодаря капиллярным силам в ячейках сетки. Во втором случае заборное устройство представляет собой пористую трубу. Пористость обеспечивает поступление

жидкого топлива в заборное устройство через погруженную часть трубы. Капиллярный перепад давления препятствует прорыву газа в полость заборного устройства через участки, оказавшиеся в газовой полости.

Заборные устройства подобного типа применены в разгонных блоках «Бриз-М», «Бриз-КМ», 12КРБ.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Попов Е.П., Пальтов И.П. Приближенные методы исследования нелинейных автоматических систем. – М.: Физматгиз, 1960. С. 791.
2. Колесников К.С. Динамика ракет. – М.: Машиностроение, 1980. С. 376.
3. Миськевич О.Р., Цуриков Ю.А. Области устойчивости одной динамической системы с учетом аэродинамических сил и запаздывания в регуляторе. – Механика твердого тела, 1968, №6. С. 72–79.
4. Миськевич О.Р., Цуриков Ю.А. Об асимптотической устойчивости одной маятниковой системы с регулятором. – Прикладная механика, 1972. Т. 8, вып. 2. С. 92–99.
5. Цуриков Ю.А. Об устойчивости одной динамической системы. – Механика твердого тела, 1966, №2. С. 193–195.
6. Цуриков Ю.А. Динамическая устойчивость слабодемпфированных управляемых систем. В книге «Нелинейные нестационарные системы» /Под ред. Ю.И. Топчиева – М.: Машиностроение, 1986. С. 52–116.

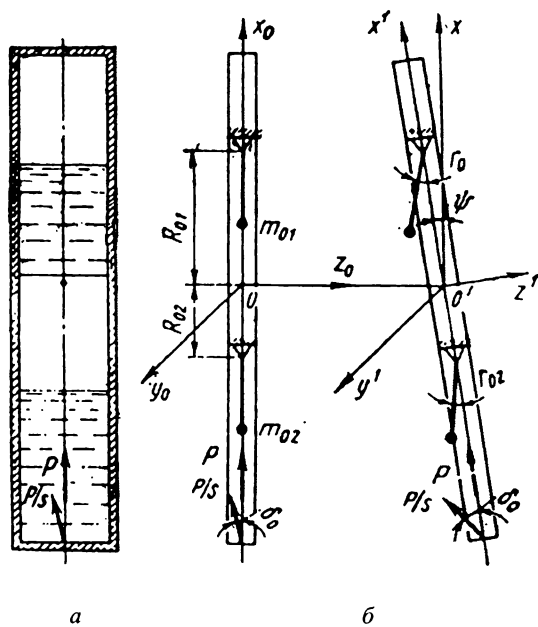


Рис. 1. Механическая модель жесткого тела с жидким наполнителем

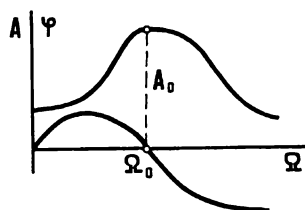


Рис. 2. Амплитудная и фазовая частотные характеристики регулятора

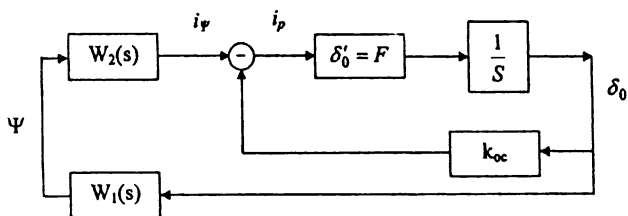


Рис. 3. Структурная схема регулятора с нелинейной характеристикой исполнительного устройства



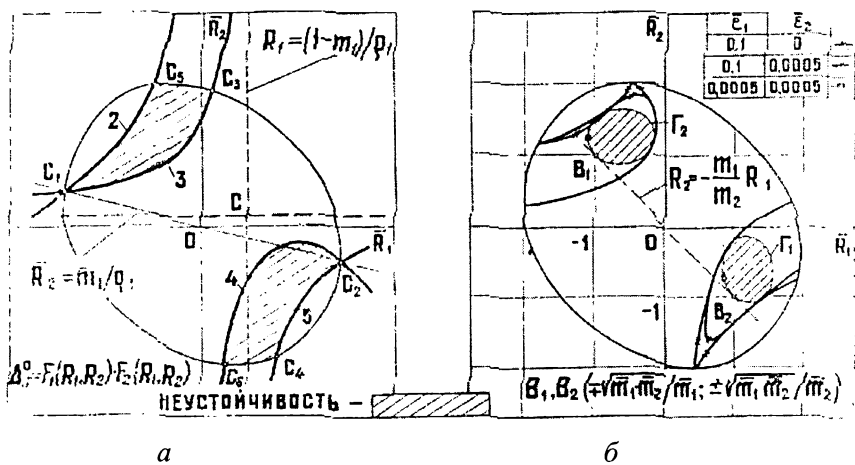


Рис. 6. Границы областей собственной неустойчивости системы при нулевом демпфировании в одном баке (а) и малом демпфировании в двух баках (б)

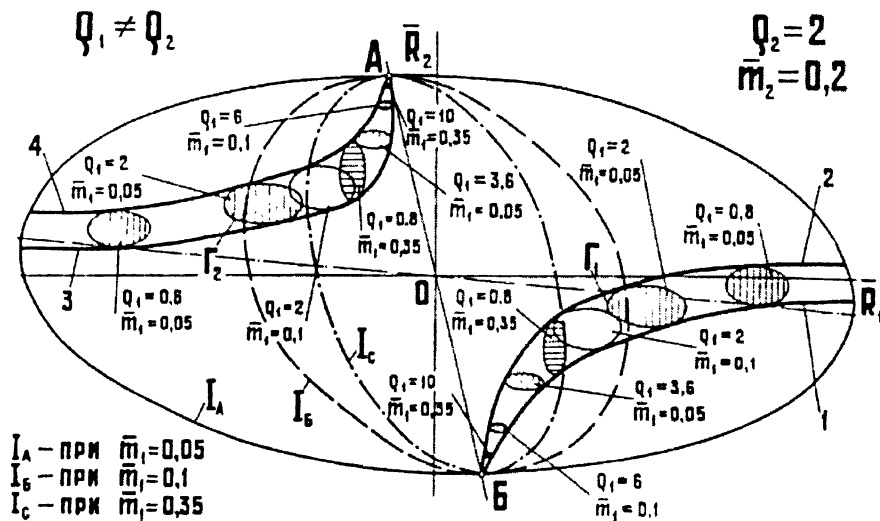


Рис. 7. Области собственной неустойчивости и их огибающие

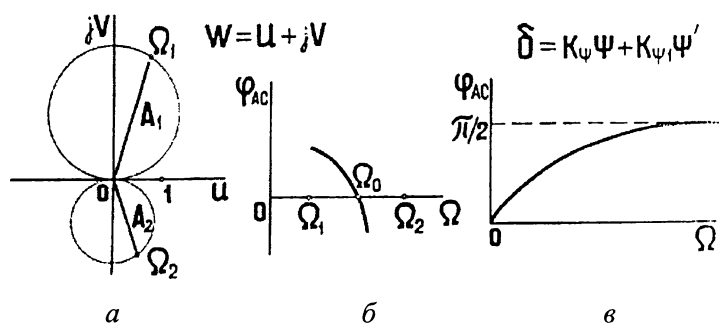


Рис. 8. Годограф объекта (а) и характеристики (б, в) регулятора для обеспечения его устойчивости

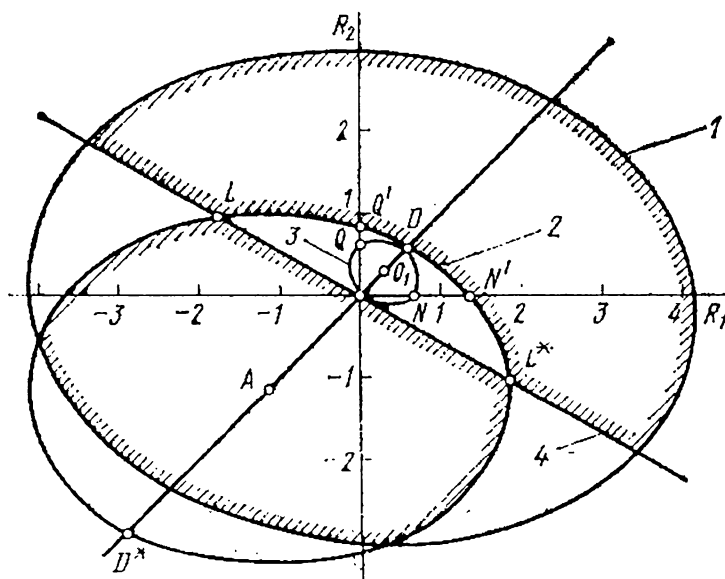


Рис. 9. Области структурной неустойчивости при одинаковых частотах ( $\rho_1 = \rho_2$ )



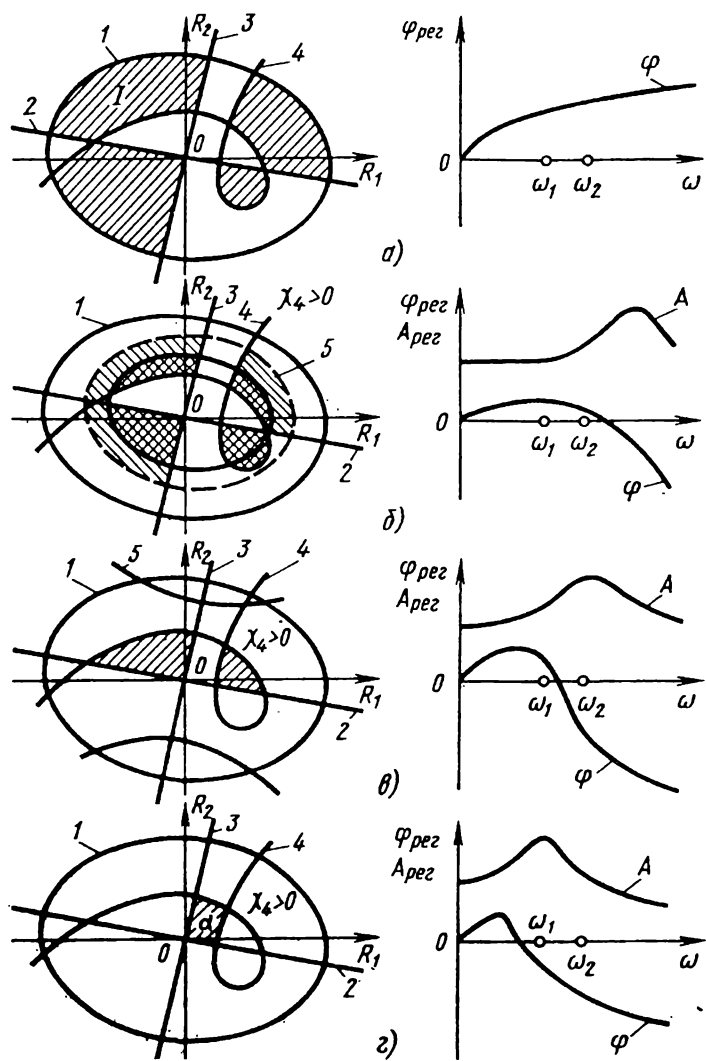


Рис. 10. Влияние параметров регулятора на область устойчивости ( $\rho_1 \neq \rho_2$ )

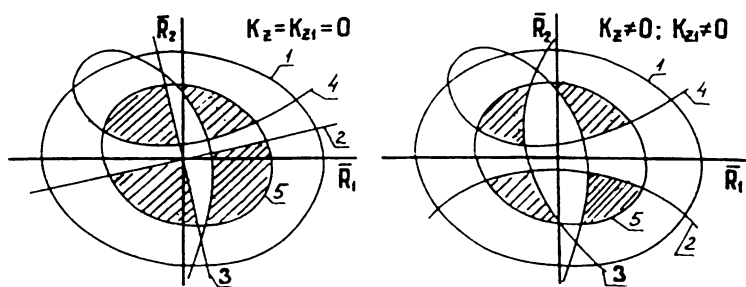


Рис. 11. Влияние параметров боковой стабилизации

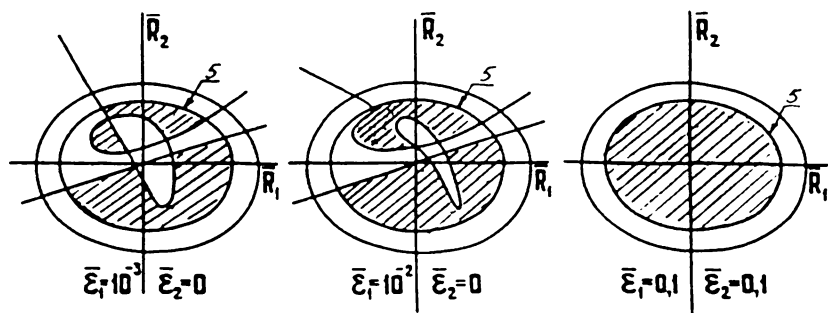
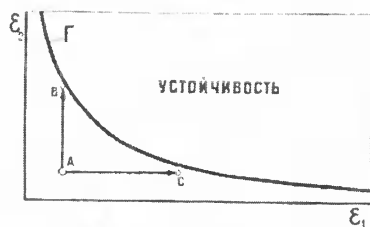
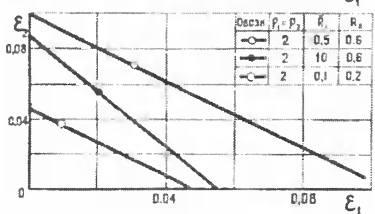
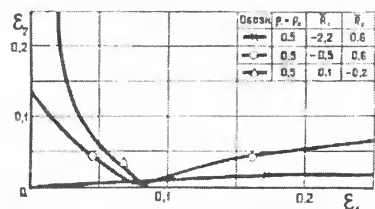


Рис. 12. Влияние демпфирования на устойчивость системы

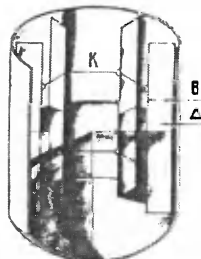
### 1 ЛИКВИДАЦИЯ СОБСТВЕННОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ



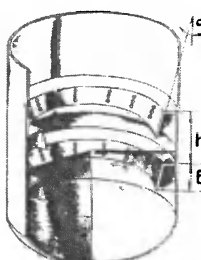
### 2 ЛИКВИДАЦИЯ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ЗАМКНУТОЙ СИСТЕМЫ



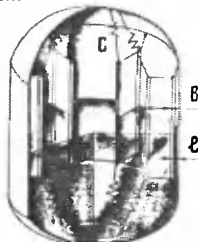
### 3 РЕАЛИЗАЦИЯ ДЕМПФИРОВАНИЯ



### ЖЕСТКИЕ ПОДВИЖНЫЕ ПЕРЕГОРОДКИ С УПРУГОЙ СВЯЗЬЮ



### ПЕРФОРИРОВАННЫЕ КОНУСНЫЕ КРЫШКИ



### МЯГКИЕ ПЕРЕГОРОДКИ С УПРУГОЙ СВЯЗЬЮ

Рис. 13. Выбор потребного демпфирования и его реализация

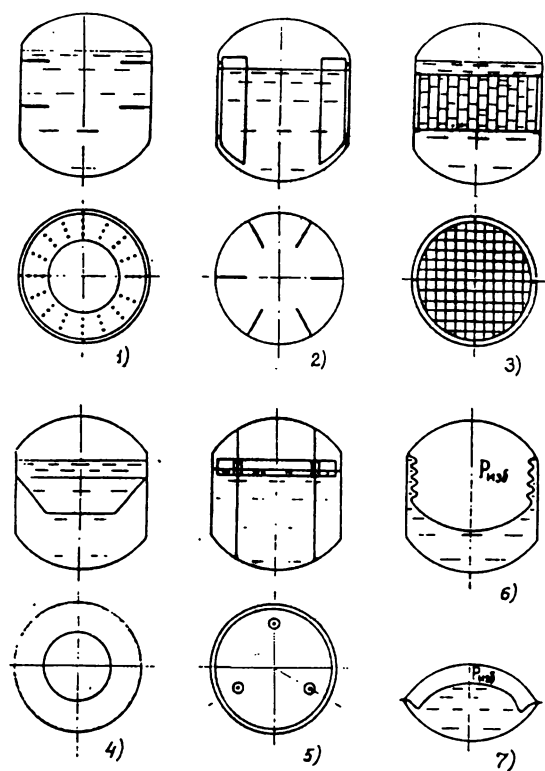


Рис. 14. Различные типы гасителей колебаний жидкости:

- 1 – кольцевая перфорированная перегородка.
- 2 – радиальная перегородка.
- 3 – сотовая конструкция.
- 4 – коническая кольцевая перегородка.
- 5 – плавающая крышка.
- 6 – выдавливающий сильфон.
- 7 – выдавливающая диафрагма

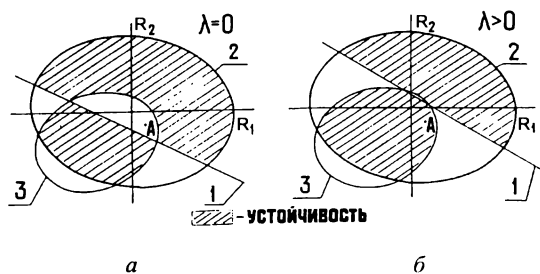


Рис. 15. Изменение области устойчивости при использовании акселерометра в контуре регулирования при  $\lambda = 0$  (а) и  $\lambda > 0$  (б) для двух маятников  $n = 2$

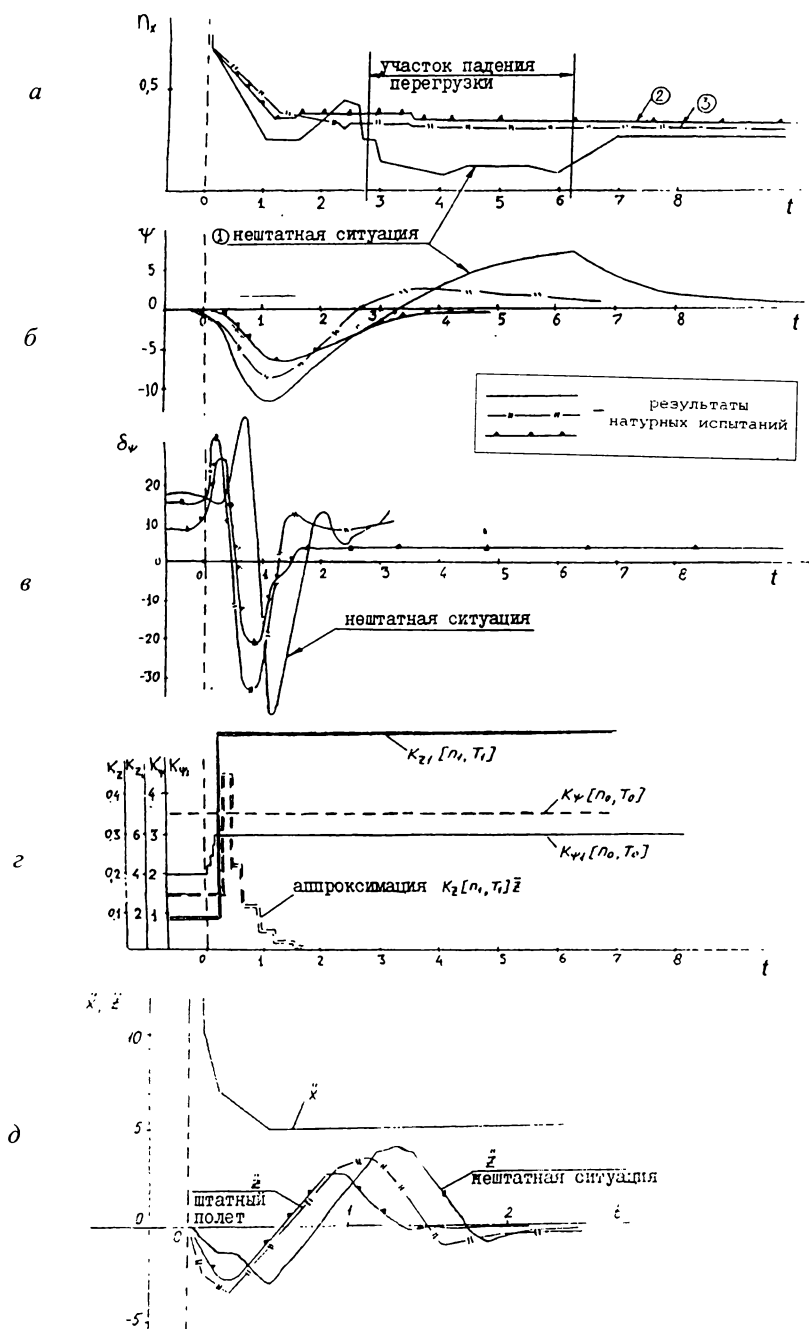


Рис. 16. Параметры движения изделия на конечном участке при штатном полете и нештатной ситуации

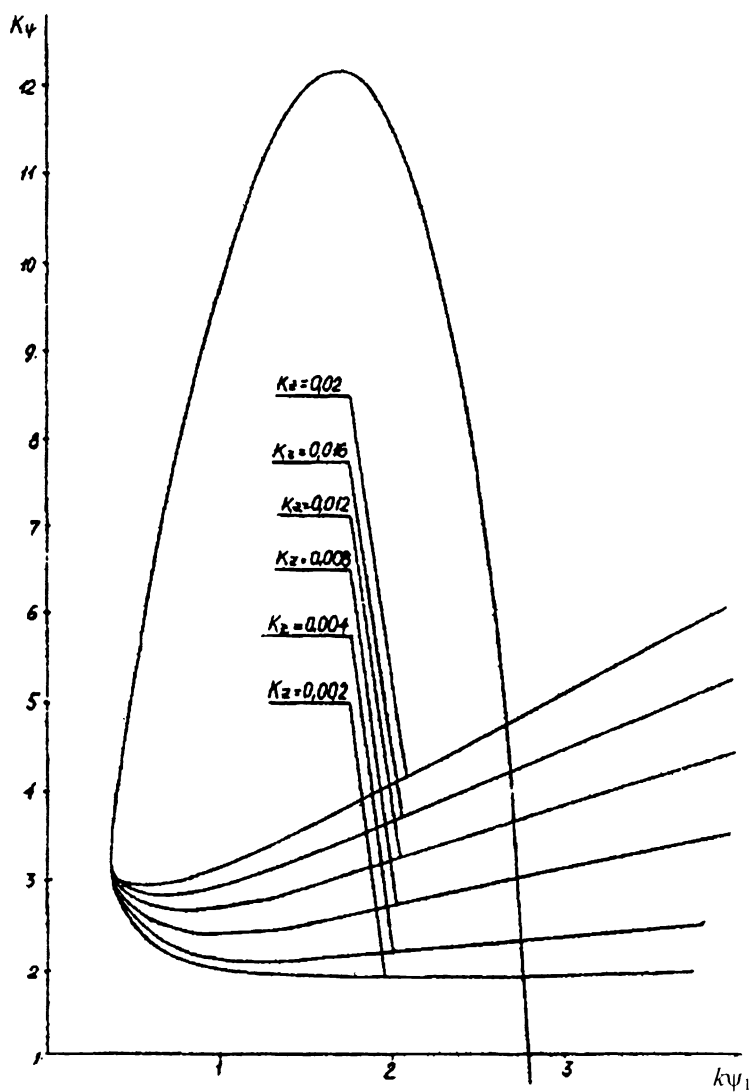


Рис. 17. Изменение области устойчивости системы в плоскости  $(k\psi, k\psi_1)$  в зависимости от параметра  $kz$

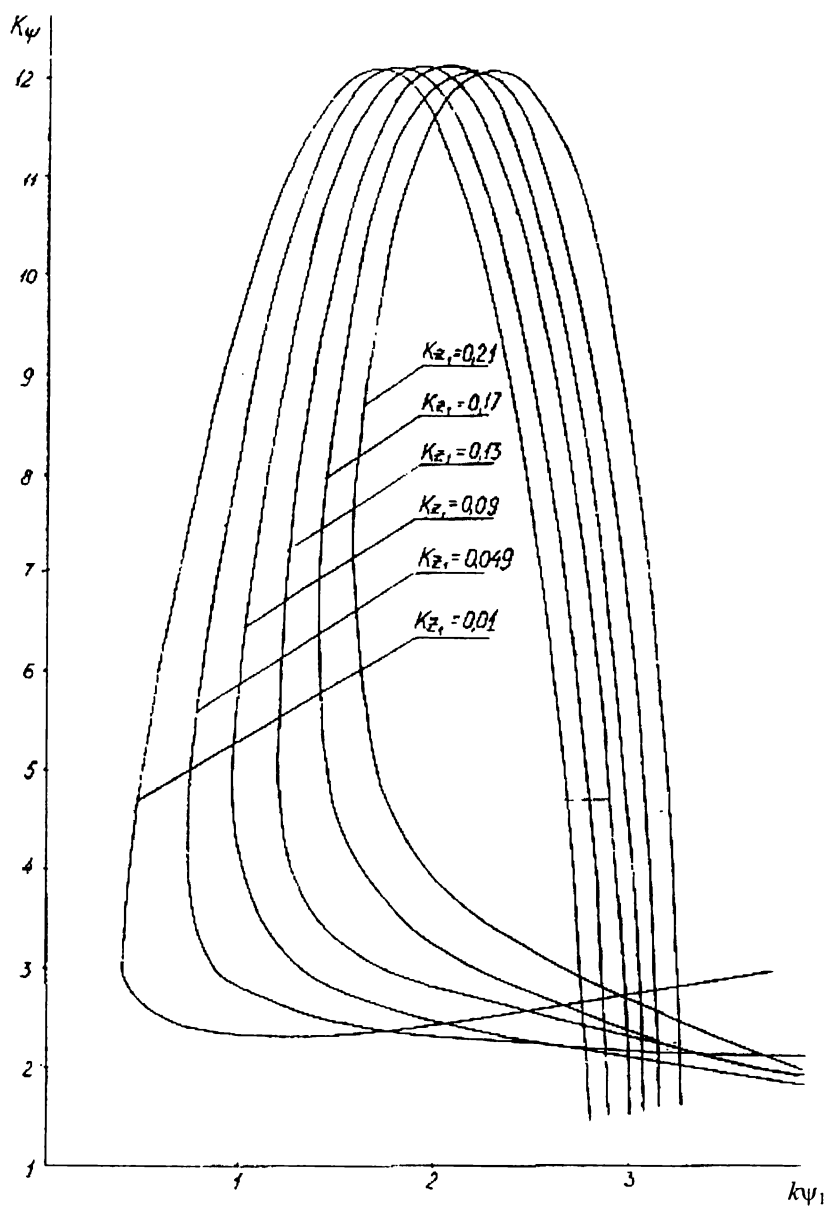


Рис. 18. Изменение области устойчивости системы в плоскости  $(k\psi, k\psi_1)$  в зависимости от параметра  $kZ_1$





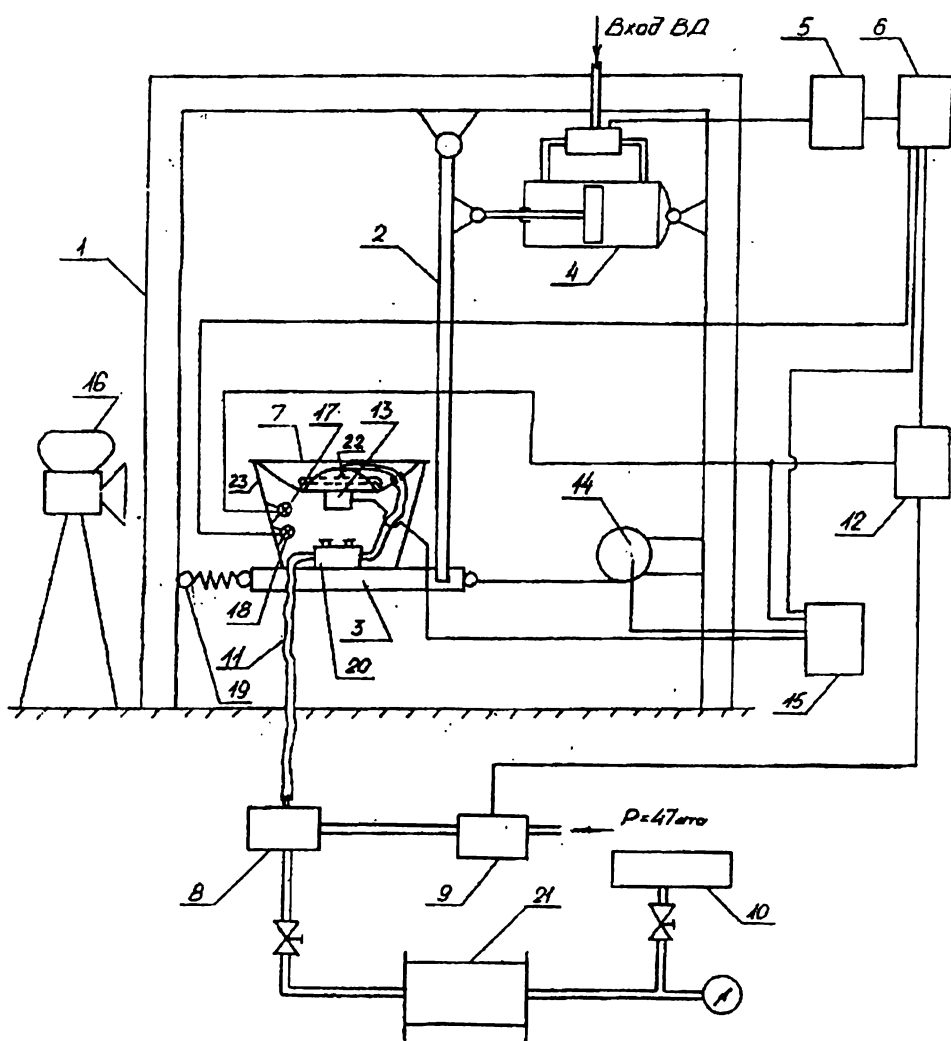


Рис. 20. Схема экспериментальной установки:

1 – рама; 2 – рычаг маятника; 3 – платформа; 4 – гидропривод; 5 – система управления гидроприводом; 6 – микропроцессор; 7 – сливная емкость; 8 – пневмогидроклапан; 10 – вакуумный насос; 11 – гибкий шланг; 12 – система управления сливом жидкости; 13 – датчик ускорения; 14 – датчик перемещения; 15 – осциллограф; 16 – киноаппарат; 17 – лампа индикации; 18 – лампа индикации; 19 – упругий элемент; 20 – прозрачная проставка-газосборник; 21 – ресивер; 22 – заборное устройство; 23 – подставка для сливной емкости

# Расчетно-статистический метод проектирования вафельных обечаек баков ракет-носителей

К.т.н. Петроковский С.А.

## ВВЕДЕНИЕ

Несмотря на широкое применение композиционных материалов при модернизации существующих и проектировании новых ракет-носителей, топливные баки по-прежнему изготавливаются из алюминиевых сплавов. Поскольку масса конструкции топливных баков в общей массе ракеты-носителя составляет более 60%, их облегчение остается актуальной задачей.

По условиям нагружения баки можно разделить на две категории.

Первая, по условиям эксплуатации, характеризуется высоким уровнем эксплуатационных внутренних давлений. Такие баки имеют гладкую обечайку, поскольку внешние осевые силы и изгибающие моменты в полете в значительной степени компенсируются внутренним давлением. Для этой категории баков актуальным с точки зрения облегчения является применение высокопрочных алюминиевых сплавов.

Вторая категория характеризуется невысоким уровнем внутреннего давления. Основным расчетным случаем для нее является эквивалентное осевое сжатие, при этом несущая способность обечаек баков определяется устойчивостью. Обечайки выполняются в виде обшивки, подкрепленной густой системой взаимноортогональных ребер жесткости. Наиболее часто применяемым вариантом конструктивно-ортотропных обечаек являются *вафельные обечайки*.

Под вафельными обечайками баков понимаются обечайки с часто расположенным набором ребер, изготавливаемых заодно со стенкой из единой заготовки (листа, плиты) методом механического или электрохимического фрезерования (рис. 1).

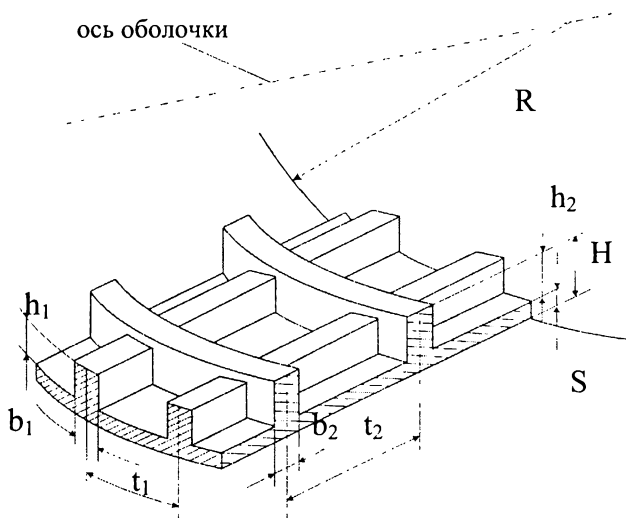


Рис. 1

Баки с вафельными обечайками применяются на большинстве отечественных ракет-носителей (РН): «Протон», «Протон-М», «Рокот», «Зенит», «Днепр» и на ряде зарубежных.

Создаваемые в настоящее время ракеты-носители семейства «Ангара» состоят из универсальных ракетных модулей (УРМ), в состав которых входят баки с обечайками вафельной конструкции.

Вафельные обечайки имеют ряд преимуществ перед гладкими. Экспериментально установлено, что они обладают значительно более высокой несущей способностью при осевом сжатии, чем равные им по массе гладкие и мало чувствительны к начальным несовершенствам формы типа локальных вмятин, не превышающих по глубине половины толщины исходного листа.

До настоящего времени основным методом расчета вафельных обечаек на устойчивость при осевом сжатии в сочетании с внутренним давлением является *эмпирико-статистический метод*, основанный на обработке результатов большого количества испытаний разнообразных цилиндрических оболочек (подкрепленных и гладких). Результаты этих испытаний представляются в виде графиков зависимости коэффициента устойчивости  $K$  эквивалентной гладкой оболочки от параметра внутреннего давления  $\bar{P}$  для различных отношений радиуса цилиндрической оболочки к толщине обшивки вафельной панели. Вафельная оболочка приводится к эквивалентной гладкой с помощью коэффициента конструктивности  $K_k$ .

Общим недостатком эмпирико-статистического метода является то, что он базируется на результатах испытаний как подкрепленных, так и гладких оболочек. Кроме того не учитываются размеры испытанных оболочек и технология их изготовления.

Использование такой методики расчета, основанной на расширенной статистике испытаний, приводит к необоснованному занижению расчетной несущей способности проектируемой обечайки бака и, как следствие, к ее перетяжелению.

Современные программные комплексы (NASTRAN, MARC, I-DEAS и т.д.), использующие метод конечного элемента (МКЭ) для решения задач прочности и устойчивости конструкций, в принципе, дают возможность с любой точностью описать в математической модели геометрические и жесткостные параметры вафельной обечайки. Однако расчет устойчивости с помощью таких моделей может давать завышенные значения критической нагрузки, поскольку в моделях не отражены статистически обоснованные отклонения от идеальной цилиндрической формы.

С конца 60-х годов прошлого века всеобщее признание получил факт определяющего влияния начальных отклонений (несовершенств) формы цилиндрических оболочек на их несущую способность. Этому вопросу посвящены работы: Балабуха, Алфутова, Усюкина [1], Лизина и Пяткина [2], Пановко и Губановой [3], Мяченкова [4], Григальюка и Кабанова [5], Коца и Липовского [6], Кузнецова и Липовцева [7], Койтера [8], Флюге [9], Доннела [10], Альмрота [11], Дима и Хоффа [12], Теннисона, Мюгериджи и Хатчинсона [13], Амазиго [14] и ряда других авторов.

Однако до настоящего времени отсутствует практическая методика расчета вафельных обечаек баков, учитывающая характерные производственные начальные отклонения их формы.

В отечественном ракетостроении накоплен значительный статистический материал по обмерам сотен баков с вафельными обечайками, который долгое время оставался невостребованным.

Таким образом, существует предпосылка для отказа от эмпирико-статистического метода расчета устойчивости вафельных обечаек баков и перехода на метод их проектирования, базирующийся на *статистически обоснованных формах и амплитудах начальных отклонений форм поверхности обечаек и применении адекватного математического аппарата.*

### **1. Геометрический контроль формы обечаек баков при их изготовлении**

В отечественном ракетостроении традиционно используется механическая контактная система измерений отклонений формы обечаек баков от теоретического контура.

Механическая система состоит из специального станда, поверочной плиты и установленных на ней индикаторов перемещений часового типа ИЧ (рис. 1.1). Индикаторы перемещений работают в диапазоне  $0 \div 10$  мм, имеют цену деления 0,01 мм. Число индикаторов выбирается по количеству поперечных сечений обечайки, в которых необходимо замерить отклонения формы. Индикаторы крепятся на поверочной плите так, чтобы отсчет их показаний проводился от некоторой базисной цилиндрической поверхности с диаметром  $D_6$  (рис. 1.2 и 1.3). Обечайки с номинальным теоретическим диаметром  $D_n$  должны располагаться внутри базисной поверхности. Реальный (отклоненный) профиль сечения может местами совпадать с  $D_n$ , располагается вне и внутри этого диаметра.

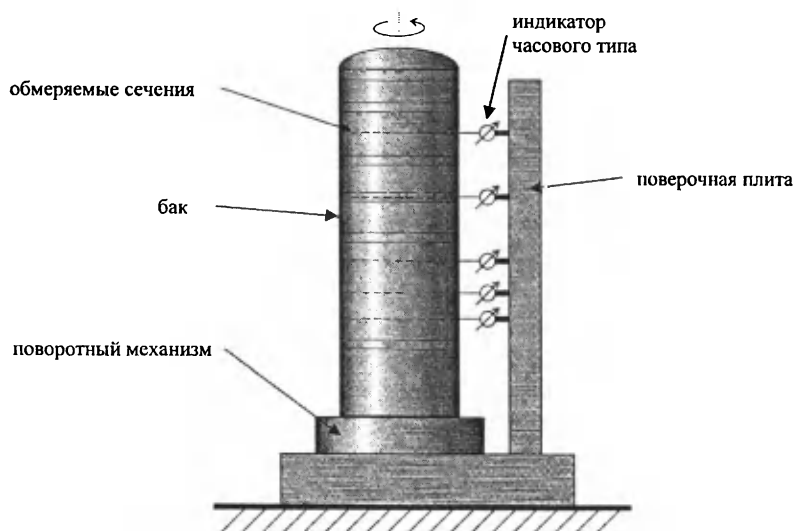


Рис. 1.1

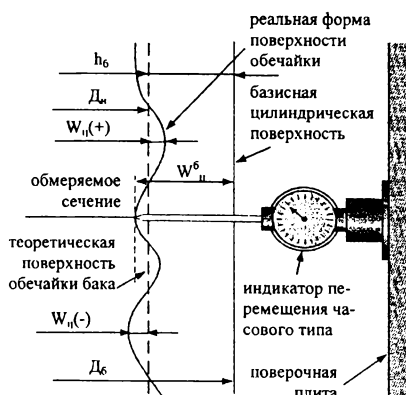


Рис. 1.2



Рис. 1.3

Введем обозначения:

- $h_6$  – расстояние между базисной и теоретической поверхностями;
- $W_{ij}$  – расстояние между отклоненной и теоретической поверхностями, положительное  $W_{ij}$  для наружного (относительно  $D_n$ ) отклонения, отрицательное  $W_{ij}$  – для внутреннего;
- $W_{ij}^6$  – расстояние между базисной и отклоненной поверхностями, измеряемые с помощью индикаторов перемещений;
- $\bar{W}_i$  – среднее (среднеарифметическое) значение отклонения в  $i$ -том сечении,  $\bar{W}_i > 0$  при наружном отклонении,  $\bar{W}_i < 0$  при внутреннем отклонении;
- $i$  – номер сечения по длине обечайки;
- $j$  – номер точки замера отклонения в  $i$ -том сечении.

В соответствии с рис. 1.3 можно записать следующие соотношения:

$$W_{ij} = h_6 - W_{ij}^6; \quad (1.1)$$

$$\bar{W}_i = \frac{\sum_{j=1}^n W_{ij}}{n} = \frac{n \cdot h_6 - \sum_{j=1}^n W_{ij}^6}{n} = h_6 - \frac{\sum_{j=1}^n W_{ij}^6}{n}; \quad (1.2)$$

если обозначить

$$\bar{W}_i^6 = \frac{\sum_{j=1}^n W_{ij}^6}{n}, \quad (1.3)$$

то

$$\bar{W}_i = h_6 - \bar{W}_i^6. \quad (1.4)$$

Здесь  $n$  – число точек замеров отклонений по окружности.

Исходя из формулы (1.1), индикатор перемещений нужно устанавливать на расстоянии  $h_6$  от теоретического контура, превышающем максимальные наруж-

ные отклонения, тогда отсчет показаний индикаторов будет производиться от нулевого положения.

При проведении обмеров обечаек баки поворачиваются вокруг своей оси на подвижной опоре (см. рис. 1.1) и индикаторы, установленные на неподвижной поверочной плите, фиксируют отклонения формы в  $j$ -х точках по сечениям. Требуемое число точек замеров (по  $j$ ) регулируется заданием соответствующего угла поворота подвижной опоры.

Целью обмеров обечаек баков является нахождение массива отклонений  $W_{ij}$  в выбранных точках и вычисление средних отклонений  $\bar{W}_i$  (1.4) формы по всем интересующим сечениям.

## 2. Статистическая обработка результатов обмеров вафельных обечаек баков ракет-носителей

Для того чтобы построить статистически обоснованную модель поверхности обечайки, вначале необходимо ввести основную классификацию видов начальных отклонений.

Различаются два вида начальных отклонений формы поперечных сечений обечайки: осесимметричные и неосесимметричные.

Величиной среднего замеренного отклонения в сечении  $i$  называется величина  $\bar{W}_i$ , определяемая по формуле (1.3).

Уровнем начальных отклонений обечайки будем называть интервал  $(2A)$ , в котором располагаются все замеренные отклонения сечений обечайки (рис. 2.1).

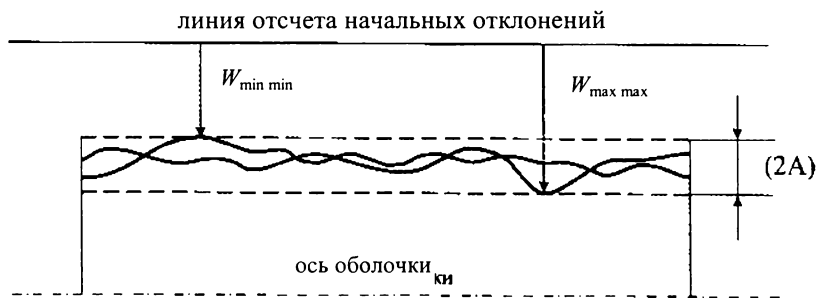


Рис. 2.1

Величина уровня начальных отклонений определяется по формуле

$$(2A) = |W_{\max \max} - W_{\min \min}|, \quad (2.1)$$

где  $W_{\max \max}$  – максимальное замеренное отклонение по обечайке;

$W_{\min \min}$  – минимальное замеренное отклонение по обечайке.

Уровнем осесимметричных отклонений формы обечайки будем называть интервал  $(2a)$ , в котором располагаются осесимметричные составляющие отклонений  $\bar{W}_0$  по всем обмеренным сечениям обечайки (рис. 2.2).



Рис. 2.2

Величина уровня осесимметричных отклонений определяется по формуле

$$(2a) = |\overline{W}_{0 \max} - \overline{W}_{0 \min}|, \quad (2.2)$$

где  $\overline{W}_{0 \max}$  – максимальное осесимметричное отклонение по обечайке;

$\overline{W}_{0 \min}$  – минимальное осесимметричное отклонение по обечайке.

Ввиду того, что число точек замеров отклонений по окружности ограничено, примем, что уровень средних отклонений, определяемых по формуле (1.3) в сечении совпадает с уровнем осесимметричных отклонений в этом сечении, тогда

$$(2a) = |\overline{W}_{\max} - \overline{W}_{\min}|, \quad (2.3)$$

где  $\overline{W}_{\max}$  – максимальное среднее отклонение по обечайке;

$\overline{W}_{\min}$  – минимальное среднее отклонение по обечайке.

Статистический анализ начальных отклонений формы обечайки баков проводился для двух типов серийных РН, изготовленных на Ракетно-космическом заводе ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и Оренбургском авиационном заводе. Конструкция вафельных обечаек баков отличалась высотой панелей и размерами ребер. Шаг продольно-кольцевых ребер был одинаковый и равнялся 70,2 мм. Оба бака имели значительное число кольцевых сварных швов (рис. 2.3).

обмеряемое сечение

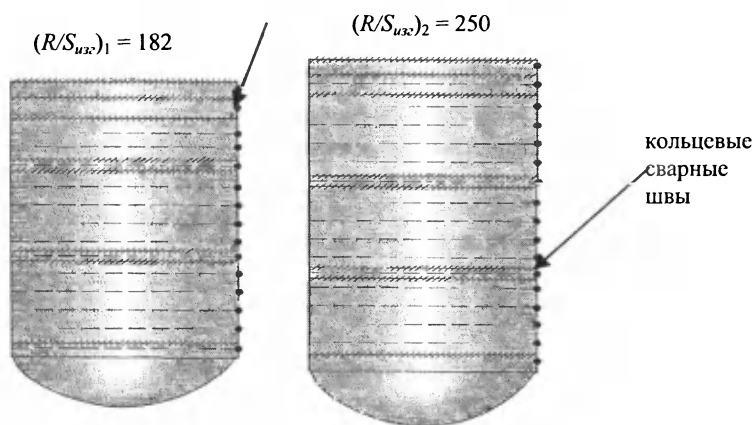


Рис. 2.3

Параметр тонкостенности, определяемый как отношение радиуса  $R$  цилиндрической обечайки к толщине условной гладкой оболочки, эквивалентной по изгибу вафельной, для этих двух типов составил:

$$(R/S_{изг})_1 = 182, \quad (R/S_{изг})_2 = 250, \quad (2.4)$$

где  $S_{изг}$  – определяется геометрическими характеристиками вафельного подкрепления, толщиной обшивки и высотой панели и вычисляется по преобразованной формуле из работы [2]:

$$S_{изг} = \sqrt[3]{\frac{S^3}{1-\nu^2} + \frac{b_1 \cdot h_1^3}{t_1} + 12 \cdot \frac{S \cdot b_1 \cdot h_1}{S + \frac{b_1 \cdot h_1}{t_1}} \cdot \left(\frac{H}{2}\right)^2}. \quad (2.5)$$

Замеры начальных отклонений от теоретического контура обечайки проводились в восьми точках каждого сечения через  $45^\circ$ , включая плоскости стабилизации РН. Обмеренные сечения включали в себя оси торцевых и промежуточных шпангоутов, а также промежуточные сечения вафельных обечаек (рис. 2.3) от двух (для коротких панелей) до четырех (для длинных панелей).

Целью анализа было определение величины и характера изменения вдоль образующей обечайки среднего отклонения  $\bar{W}$ , а также статистических пределов его изменения  $\pm 3\sigma_{\bar{W}}$ .

Выборки состояли из 50 обечаек каждого типа бака. Статистическая обработка для каждого типа бака проводилась в следующем порядке:

– для одинаковых сечений определялось математическое ожидание среднего отклонения по формуле

$$(m_{\bar{W}})_i = \frac{\sum_{k=1}^N (\bar{W})_{ik}}{N}, \quad (2.6)$$

где  $(m_{\bar{W}})_i$  – математическое ожидание среднего отклонения в  $i$ -ом сечении обечайки;

$N = 50$  – число баков данного типа, включенных в статистическую выборку;

– для одинаковых сечений определялась дисперсия средних отклонений по формуле

$$(D_{\bar{W}})_i = \frac{\sum_{k=1}^N [(m_{\bar{W}})_i - (\bar{W})_{ik}]^2}{N-1}; \quad (2.7)$$

– для одинаковых сечений определялись предельные значения средних отклонений по формуле

$$(3\sigma_{\bar{W}})_i = 3 \cdot \sqrt{(D_{\bar{W}})_i}. \quad (2.8)$$

Результаты обработки в графическом виде показаны на рис. 2.4 и 2.5.



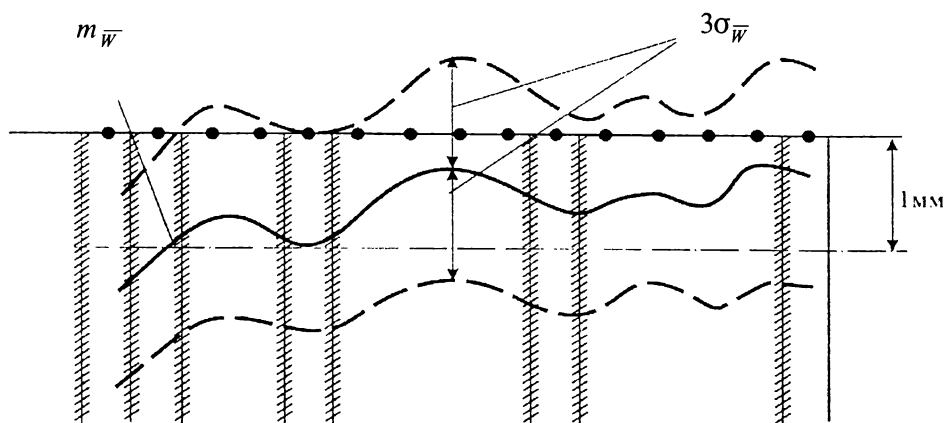


Рис. 2.4. Осесимметричное отклонение формы вафельной обечайки с  $(R/S_{uz2})_1 = 182$

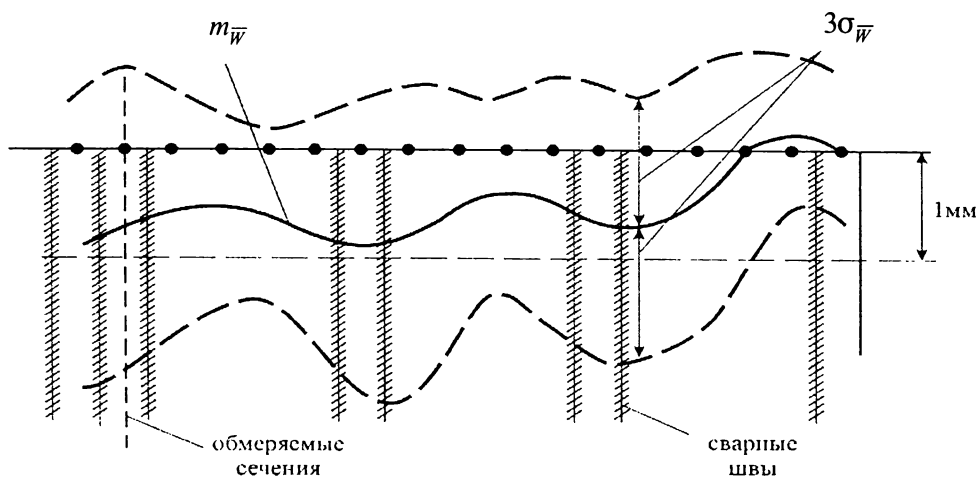


Рис. 2.5. Осесимметричное отклонение формы вафельной обечайки с  $(R/S_{uz2})_2 = 250$

Как видно из рисунков 2.4 и 2.5, четко просматривается осесимметричная деформация (утяжка) в области сварных швов. Математическое ожидание средних отклонений по амплитуде составляет около 1 мм и почти целиком лежит внутри теоретического контура обечайек баков.

Диапазон изменений предельных значений средних отклонений по всей обмеренной образующей составляет  $\sim 2$  мм для обечайек с  $(R/S_{uz2})_1 = 182$  и  $\sim 3$  мм для обечайек с отклонением  $(R/S_{uz2})_2 = 250$ .

Для определения амплитуды неосесимметричных отклонений, а также установления возможных корреляционных соотношений между максимальными неосесимметричными и средними отклонениями формы поверхности обечайек

баков была дополнительно проведена статистическая обработка результатов измерений баков тех же типов с  $(R/S_{изг})_1 = 182$  и  $(R/S_{изг})_2 = 250$ , по 50 баков каждого типа.

Статистическая обработка велась по теории двумерной нормальной корреляции, определялись основные параметры двумерного нормального закона распределения и уравнения прямых регрессий. В качестве переменных рассматривались  $W_{i \max}$ ,  $W_{i \min}$ ,  $\bar{W}_i$ . Для основных вероятностей 0,9 и 0,99 находились концы осей корреляционных эллипсов, расположенных в полях корреляции  $W_{i \max}$  по  $\bar{W}_i$  и  $W_{i \min}$  по  $\bar{W}_i$ . По положениям концов больших осей определялись  $W_{\max \max}$  и  $W_{\min \min}$ ,  $\bar{W}_{\max}$  и  $\bar{W}_{\min}$  для заданных основных вероятностей. Затем вычислялись уровни начальных отклонений формы оболочки (2А) и уровни средних отклонений (2а) по формулам (2.1) и (2.3).

В результате обработки измерений не установлена заметная корреляция между максимальными и средними отклонениями формы, однако определены предельные значения  $W_{\max \max}$ ,  $W_{\min \min}$ ,  $\bar{W}_{\max}$ ,  $\bar{W}_{\min}$ , и характерные величины (2А) и (2а).

Для бака с параметром  $(R/S_{изг})_1 = 182$  с вероятностью 0,99

$$(2A) = 2,2 - (-4,15) = 6,35 \text{ мм},$$

$$(2a) = 0,39 - (-1,69) = 2,08 \text{ мм}.$$

Для бака с параметром  $(R/S_{изг})_2 = 250$  с вероятностью 0,99

$$(2A) = 2,36 - (-3,55) = 5,91 \text{ мм},$$

$$(2a) = 1,28 - (-1,62) = 2,9 \text{ мм}.$$

На основании проведенной статистической обработки можно сделать следующие выводы:

1. Уровень средних отклонений (2а), полученный на больших статистических выборках двумя различными способами обработки, составляет:

$$(2a) = 2,08 \text{ мм} \quad \text{для обечайки с } (R/S_{изг})_1 = 182; \quad (2.9)$$

$$(2a) = 2,9 \text{ мм} \quad \text{для обечайки с } (R/S_{изг})_2 = 250. \quad (2.10)$$

2. Уровень максимальных отклонений составляет:

$$(2A) = 6,35 \text{ мм} \quad \text{для обечайки с } (R/S_{изг})_1 = 182; \quad (2.11)$$

$$(2A) = 5,91 \text{ мм} \quad \text{для обечайки с } (R/S_{изг})_2 = 250. \quad (2.12)$$

3. Отсутствует заметная корреляция между средними  $\bar{W}$  и максимальными  $W_{\max}$  (минимальными  $W_{\min}$ ) отклонениями формы обечаек баков. Это объясняется тем, что максимальные отклонения располагаются в зонах конструктивных особенностей вафельных панелей (зоны приварки кронштейнов и фланцев), а максимальные средние отклонения реализуются в зонах кольцевых сварных швов.

4. Изменение средних отклонений  $\bar{W}$  вдоль образующей обечайки имеет ярко выраженный изгибный характер типа краевого эффекта, связанный с утяжками в области кольцевых сварных швов (рис. 2.4, 2.5).

Выполненный статистический анализ показывает, что уровни максимальных (2А) и средних (2а) отклонений формы поверхности обечаек баков не связаны между собой. В выделенном классе ракетных конструкций – вафельных обечаек с параметрами тонкостенности  $(R/S_{изг})_1 = 182$  и  $(R/S_{изг})_2 = 250$ , по обмерам обечаек баков, прошедших статические и летные испытания, получены величины предельных отклонений (2а) и (2А) согласно  $(2.9) \div (2.12)$ . При этих независимых параметрах рассматриваемые обечайки надежно функционируют при эксплуатации с точки зрения их устойчивости при осевом сжатии. Если вновь изготовленная обечайка в данном классе конструкций будет иметь параметры  $(2а)_н$  и  $(2А)_н$ , не превышающие найденные по статистике (2а) и (2А) соответственно, то такая обечайка будет удовлетворять условиям обеспечения устойчивости при эксплуатации бака. Следовательно, можно ввести понятие допуска на отклонение формы обечаек.

Допуском на отклонение формы обечаек ( $T_a$ ) будем называть систему двух параметров (2а) и (2А)

$$T_a = \begin{cases} (2а) \\ (2А) \end{cases}, \quad (2.13)$$

представляющих собой разности между наибольшими и наименьшими величинами средних (2а) и абсолютных (2А) отклонений формы от теоретического контура. Числовые значения параметров допуска  $T_a$  выбираются такими, чтобы они обеспечивали устойчивость обечаек в заданном классе конструкций при заданном уровне нагрузок.

На основании статистической обработки результатов обмеров вафельных обечаек баков ракет-носителей видно, что осесимметричные отклонения формы являются характерной особенностью этих конструкций и связаны с наличием большого количества кольцевых сварных швов.

Неосесимметричные отклонения с максимальной амплитудой располагаются в зонах конструктивных особенностей обечаек (зоны приварки кронштейнов, фланцев и т.д.). Корреляция между максимальными осесимметричными и неосесимметричными отклонениями не наблюдается.

Как было указано во введении, экспериментально установлено отсутствие влияния начальных отклонений формы вафельных оболочек в виде локальных вмятин на величину критической нагрузки. В шестом разделе будет показано, что неосесимметричные отклонения наиболее неблагоприятной формы, в отличие от осесимметричных, не являются определяющими с точки зрения несущей способности вафельных оболочек.

Все это позволяет сузить класс рассматриваемых начальных отклонений формы вафельных оболочек до осесимметричных и использовать адекватный математический аппарат для решения задачи определения критических нагрузок оболочек при осевом сжатии.

### 3. Численное решение задачи устойчивости вафельных цилиндрических оболочек с начальным осесимметричным отклонением формы при осевом сжатии и внутреннем давлении

Решение задачи устойчивости конструктивно-ортотропной цилиндрической оболочки с начальными отклонениями формы осуществляется в работе на основе статического критерия Л. Эйлера, согласно которому критическая нагрузка системы определяется как наименьшая из нагрузок, при достижении которой наряду с исходной формой равновесия становятся возможными смежные формы равновесия, близкие к исходной. В качестве исходного основного состояния берется моментное осесимметричное напряженно-деформированное состояние оболочки с осесимметричным отклонением формы. Критическая нагрузка отыскивается при переходе от основного осесимметричного напряженно-деформированного состояния оболочки к неосесимметричному.

Для определения параметров докритического (основного) состояния используется уравнение нелинейного краевого эффекта [4]:

$$A_w W''' + B_w W'' + C_w W = Q, \quad (3.1)$$

где  $W$  – прогиб оболочки в направлении внутренней нормали,

$$A_w = D_1 - \frac{A_1}{B_1}, \quad B_w = -\left(T_{10} - \frac{2A_1 v \delta_1}{R}\right), \quad C_w = \frac{\bar{B}_2}{R^2},$$

$$Q = P + \frac{v \delta_1}{R} T_{10} + \left(T_{10} - \frac{2A_1 v \delta_2}{R}\right) \bar{W}_0'',$$

где  $\bar{W}$  – начальное осесимметричное отклонение формы оболочки,

$$A_1 = \frac{ES}{t_1}, \quad B = \frac{ES}{1 - v^2}, \quad D_1 = \frac{ES^3}{12 \cdot (1 - v^2)} + \frac{E \cdot I_1}{t_1},$$

$$\bar{B}_2 = B_2 \cdot (1 - v^2 \delta_1 \delta_2), \quad B_1 = B + \frac{E \cdot F_1}{t_1}, \quad B_2 = B + \frac{E \cdot F_2}{t_2},$$

$$\delta_1 = \frac{B}{B_1}, \quad \delta_2 = \frac{B}{B_2},$$

где  $R$  – радиус срединной поверхности обшивки;

$S$  – толщина обшивки вафельной панели;

$t_1$  – расстояние между продольными ребрами;

$t_2$  – расстояние между кольцевыми ребрами;

$F_1$  – площадь поперечного сечения продольного ребра;

$F_2$  – площадь поперечного сечения кольцевого ребра;

$I_1$  – момент инерции поперечного сечения продольного ребра относительно оси, проходящей через срединную поверхность обшивки;

$E$  – модуль Юнга материала оболочки;

$v$  – коэффициент Пуассона.

Коэффициенты (3.2) соответствуют конструктивно-ортотропной цилиндрической оболочке вафельного типа, нагруженной осевой силой  $T_{10}$ , приложенной

с эксцентриситетом  $e$  относительно срединной поверхности обшивки и поверхностным давлением  $P$ .

При выводе дифференциального уравнения (3.1) принято показанное на рис.3.1, положительное направление перемещений и внутренних усилий в исходной поверхности оболочки (срединной поверхности обшивки).

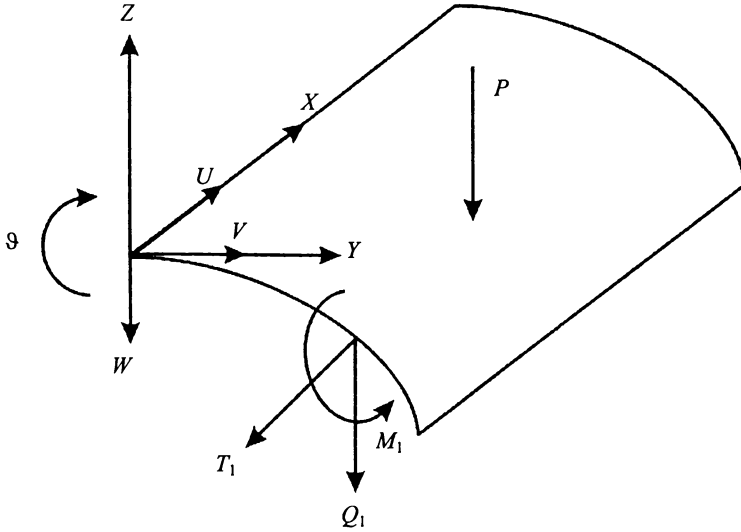


Рис. 3.1

В основу уравнения (3.1) положены:  
геометрические уравнения

физические уравнения

$$\begin{aligned}\varepsilon_1 &= U' + \frac{1}{2}(W')^2; \\ \varepsilon_2 &= -\frac{W}{R}; \\ \varkappa_1 &= W''; \\ \vartheta &= W'.\end{aligned}\quad (3.3)$$

$$\begin{aligned}T_1 &= B_1 \varepsilon_1 + \nu B_2 \varepsilon_2 + A_1 \varkappa_1; \\ T_2 &= \nu B_1 \varepsilon_1 + B_2 \varepsilon_2; \\ M_1 &= D_1 \varkappa_1 + A_1 \varepsilon_1.\end{aligned}\quad (3.4)$$

Принимается, что  $T_1 = T_{10}$ , тогда из (3.3) и (3.4)

$$\begin{aligned}T_2 &= -\frac{\bar{B}_2}{R}W + \nu \delta_1 T_{10} - A_1 \nu \delta_1 W''; \\ M_2 &= \left( D_1 - \frac{A_1^2}{B_1} \right) W'' + \frac{A_1}{B_1} T_{10} + \frac{A_1 \nu \delta_1}{R} W.\end{aligned}\quad (3.5)$$

Уравнение (3.1) интегрируется при следующих граничных условиях на торцах оболочки длиной  $L$ :

$$\begin{aligned} W_j &= 0, \\ \alpha W_j'' + \beta W_j' &= \gamma, \end{aligned} \quad i = 0, L \quad (3.6)$$

где  $\alpha = \alpha_1 \left( D_1 - \frac{A_1}{B_1} \right);$

$$\gamma = \gamma_1 \left[ (M_1)_j - \frac{A_1}{B_1} T_{10} \right].$$

При  $\alpha_1 = 0, \beta = 1, \gamma = 0$  реализуется случай защемления края оболочки; при  $\alpha_1 = 1, \beta = 0, \gamma = 1$  – случай свободного опирания края оболочки. Внешний краевой изгибающий момент  $(M_1)_j$  представляется в виде

$$(M_1)_j = (M_1^0)_j + T_{10} e, \quad (3.7)$$

где  $(M_1^0)_j$  – изгибающий момент на краю оболочки.

При  $e = \frac{A_1}{B_1}$  продольная осевая нагрузка  $T_{10}$  прикладывается по нейтральной

линии вафельной оболочки.

Линейная краевая задача (3.1), (3.6) решается численно методом конечных разностей. Область  $x_0 \leq x \leq x_N$  разбивается на  $N$  равных отрезков и в каждом узле области приближенно удовлетворяются уравнение (3.1) и граничные условия (3.6) с помощью аппроксимации производных через центральные разности:

$$\begin{aligned} y' &= \frac{1}{2\Delta x} (y_{i+1} - y_{i-1}); \\ y'' &= \frac{1}{(\Delta x)^2} (y_{i+1} - 2y_i + y_{i-1}); \\ y''' &= \frac{1}{2(\Delta x)^3} (y_{i+2} - 2y_{i+1} + 2y_{i-1} - y_{i-2}); \\ y^{(4)} &= \frac{1}{(\Delta x)^4} (y_{i+2} - 4y_{i+1} + 6y_i - 4y_{i-1} + y_{i-2}), \end{aligned} \quad (3.8)$$

где  $y = W, \Delta x = \frac{1}{N} (x - x_0).$

Осевая координата  $i$ -го узла определяется как

$$x_i = x_0 + i\Delta x, \quad i = 0, 1, 2, \dots, N. \quad (3.9)$$

Для выполнения граничных условий (3.6) в разностном виде необходимы два дополнительных узла  $x_{-1}, x_{N+1}$ , расположенных вне области  $x_0 \leq x \leq x_N$ . Таким

образом, получается система  $(N+1)$  линейных алгебраических уравнений относительно  $(N+1)$  неизвестных  $y_i = \{y\}$ ,  $i = -1, 0, 1, 2, \dots, (N-1), N, (N+1)$ ; значения  $y_i$  в точках  $i = 0, N$  определены с учетом граничных условий (3.6):  $y_0 = y_N = 0$ . Исключение неизвестных  $y_{-1}$  и  $y_{N+1}$  сводит эту систему к системе  $(N-1)$  линейных уравнений относительно  $(N-1)$  неизвестных, которую в матричном виде можно записать так:

$$[A] \{y\} = \{Q\}, \quad (3.10)$$

где  $[A]$  – пятидиагональная матрица системы;

$\{Q\}$  – вектор-столбец правой части (нагрузок);

$\{y\}$  – вектор-столбец неизвестных (узловых отклонений);

$\{y\} = \{y_1, y_1, \dots, y_{N-1}\}^T$ .

Матричное уравнение (3.10) решается методом Халецкого.

По найденным значениям узловых отклонений  $y_i$  определяются далее параметры докритического напряженно-деформированного состояния, а именно искривление образующей оболочки  $(W_0''')_i$  и кольцевые погонные усилия  $(T_{20})_i$

$$\begin{aligned} (W_0''')_i &\approx (\overline{W}_0''')_i + \frac{1}{(\Delta x)^2} (y_{i+1} - 2y_i + y_{i-1}); \\ (T_{20})_i &\approx -\frac{y_i}{R} \overline{B}_2 + \nu \delta_1 \left[ T_{10} - \frac{A_1}{(\Delta x)^2} (y_{i+1} - 2y_i + y_{i-1}) \right] \\ i &= 0, 1, 2, \dots, N. \end{aligned} \quad (3.11)$$

Здесь  $(\overline{W}_0''')_i$  – начальные кривизны поверхности оболочки в  $i$ -ой точке области  $x_0 \leq x \leq x_N$ ;

Система обыкновенных дифференциальных уравнений устойчивости конструктивно-ортотропной цилиндрической оболочки вафельного типа с основным (докритическим) осесимметричным напряженно-деформированным состоянием при осевом сжатии и равномерном поверхностном давлении для неосесимметричной формы потери устойчивости

$$U = U_n \cdot \cos n\varphi, \quad V = V_n \cdot \sin n\varphi, \quad W = W_n \cdot \cos n\varphi, \quad (3.12)$$

где  $n$  – число волн в окружном направлении, представляет собой [15]:

$$\begin{aligned} &\alpha_{11} W_n'''' - \left( \alpha_{12} + \frac{1}{ES^3 \tilde{n}^2} \cdot T_{10} \right) \cdot \tilde{n}^2 W_n'' + \left( \alpha_{22} + \frac{1}{ES^3 \tilde{n}^2} \cdot T_{20} \right) \cdot \tilde{n}^4 W_n - \\ &- \gamma_{11} \Phi_n'''' - \left( \gamma_{12} + \frac{1}{RS \tilde{n}^2} \right) \cdot \tilde{n}^2 \Phi_n'' - \left( \gamma_{22} + (W'' + \overline{W}_0'') \cdot \frac{1}{S \tilde{n}^2} \right) \cdot \tilde{n}^4 \Phi_n = 0; \\ &\beta_{11} \Phi_n'''' - \beta_{12} \tilde{n}^2 \Phi_n'' + \beta_{22} \tilde{n}^4 \Phi_n + \gamma_{11} W_n'''' + \left( \gamma_{22} + \frac{1}{RS \tilde{n}^2} \right) \cdot \tilde{n}^2 W_n'' + \end{aligned} \quad (3.13)$$

$$+ \left( \gamma_{22} - (W + \overline{W}_0) \cdot \frac{1}{S\tilde{n}^2} \right) \cdot \tilde{n}^4 W_n = 0,$$

где  $W_n$  – амплитудное значение функции прогиба исходной поверхности оболочки;

$\Phi_n$  – амплитудное значение функции усилий;

$$\tilde{n} = \frac{n}{R} \quad n = 1, 2, \dots;$$

$T_{10}, T_{20}, W_0''$  – усилия и кривизны оболочки в докритическом состоянии.

Коэффициенты уравнений (3.13) зависят от геометрических и механических характеристик конструктивно-ортотропной оболочки вафельного типа.

Амплитудные значения усилий и перемещений на краях оболочки выражаются через амплитудные значения функций  $W_n$  и  $\Phi_n$  следующим образом:

$$(T_1)_n = \Phi_n; \quad (T_{12})_n = \Phi'_n; \quad (3.14)$$

$$\begin{aligned} (Q_1^*)_n = ES^3 \left\{ \alpha_{11} W_n''' - \frac{1}{ES^3} \cdot \left[ D \cdot (2 - \nu) + C_{11} A_2 + \frac{\overline{C}_1}{t_1} + \frac{\overline{C}_2}{t_2} + T_{10} \frac{1}{\tilde{n}^2} \right] \cdot \tilde{n}^2 W_n' - \right. \\ \left. - \gamma_{11} \Phi_n'' - \frac{A_1}{B_1 S} \tilde{n}^2 \Phi_n' + (W + \overline{W}_0) \frac{\tilde{n}^2}{S} \overline{\Phi}_n \right\}, \end{aligned} \quad (3.15)$$

где  $(Q_1^*)_n$  – амплитудное значение обобщенной по Киргофу перерезывающей силы на краю оболочки;

$$(M_1)_n = \alpha_{11} W_n'' - \frac{1}{ES^3} (\nu D + C_{11} A_2) \tilde{n}^2 W_n - \gamma_{11} \Phi_n'' - \frac{A_1}{B_1 S} \tilde{n} \Phi_n; \quad (3.16)$$

$$\begin{aligned} U_n = \beta_{11} \cdot \frac{S}{\tilde{n}^2} \Phi_n'' - S \cdot [2(1 + \nu) - \nu \delta_1 \beta_{11}] \cdot \Phi_n + C_{11} \frac{1}{\tilde{n}^2} W_n'' + \\ + \left( \frac{A_2}{B_2} + \frac{1}{R\tilde{n}^2} \right) \cdot W_n' - (W' + \overline{W}_0') \cdot W_n; \end{aligned} \quad (3.17)$$

$$\nu_n = \beta_{11} \frac{S}{\tilde{n}} \Phi_n'' + \beta_{11} \nu \delta_1 \tilde{n} S \overline{\Phi}_n + C_{11} \frac{1}{\tilde{n}} W_n'' + \left( \frac{A_2}{B_2} + \frac{1}{R\tilde{n}^2} \right) \cdot \tilde{n} W_n. \quad (3.18)$$

Значения коэффициентов в уравнениях (3.14) ÷ (3.18) приведены в [15].

Определение критической нагрузки сводится к решению задачи на собственные значения однородной системы уравнений (3.13) при заданных граничных условиях для функций  $W_n$  и  $\Phi_n$  на торцах оболочки  $x = 0, x = L$ .

Рассматриваются следующие типы граничных условий на торцах оболочки  $x_j$  ( $j = 0, L$ ):

$$\begin{array}{ll} \text{(а)} \quad W_j = 0 \quad \text{или} & \text{(г)} \quad (Q_1^*)_j = 0, \\ \text{(б)} \quad W_j' = 0 \quad \text{или} & \text{(в)} \quad (M_1)_j = 0, \end{array} \quad (3.19)$$



$$\begin{array}{lll} \text{(ж)} & U_j = 0 & \text{или} & \text{(д)} & (T_1)_j = 0, \\ \text{(з)} & V_j = 0 & \text{или} & \text{(е)} & (T_{12})_j = 0. \end{array}$$

Граничные условия (3.19) переписываются через функции  $W_n$  и  $\Phi_n$  согласно (3.14) – (3.18):

$$\text{(а)} \quad W_n = 0;$$

$$\text{(б)} \quad W'_n = 0;$$

$$\text{(в)} \quad \alpha_{11} W''_n - \frac{1}{ES^3} (vD + C_{11} A_2) \cdot \tilde{n}^2 W_n - \gamma_{11} \Phi''_n - \frac{A_1}{B_1 S} \tilde{n}^2 \Phi_n = 0;$$

$$\begin{aligned} \text{(г)} \quad \alpha_{11} W'''_n - \frac{1}{ES^3} \left[ D \cdot (2 - v) + C_{11} A_2 + \frac{\bar{C}_1}{t_1} + \frac{\bar{C}_2}{t_2} + T_{10} \frac{1}{\tilde{n}^2} \right] \cdot \tilde{n}^2 W'_n - \\ - \gamma_{11} \Phi''_n - \frac{A_1}{B_1 S} \tilde{n}^2 \Phi'_n + (W' + \bar{W}'_0) \frac{\tilde{n}^2}{S} \Phi_n = 0; \end{aligned} \quad (3.20)$$

$$\text{(д)} \quad \Phi_n = 0;$$

$$\text{(е)} \quad \Phi'_n = 0;$$

$$\begin{aligned} \text{(ж)} \quad \beta_{11} \Phi''_n - [2(1 + v) - v \delta_1 \beta_{11}] \cdot \tilde{n}^2 \Phi'_n + \gamma_{11} W'''_n + \\ + \tilde{n}^2 \left( \frac{A_2}{B_2 S} + \frac{1}{RS \tilde{n}^2} \right) W'_n - (W' + \bar{W}'_0) \frac{\tilde{n}^2}{S} W_n = 0; \end{aligned}$$

$$\text{(з)} \quad \beta_{11} \Phi''_n + \beta_{11} v \delta_1 \tilde{n}^2 \Phi_n + \gamma_{11} W''_n + \left( \frac{A_2}{B_2 S} + \frac{1}{RS \tilde{n}^2} \right) \cdot \tilde{n}^2 W_n = 0.$$

Задача на собственные значения для обыкновенных дифференциальных уравнений (3.13) с граничными условиями в виде (3.20) решается методом конечных разностей по схеме работы [4]. Область  $x_0 \leq x \leq x_N$  разбивается на  $N$  равных частей и в  $i$ -ом узле внутри этой области приближенно удовлетворяются уравнение равновесия (первое) и уравнение совместности деформаций (второе) системы (3.13) и граничные условия (3.20) с помощью разностных приближений (3.8).

Для формулирования восьми граничных условий на торцах оболочки  $x = x_0$  и  $x = x_N$  в разностном виде необходимы четыре дополнительных узла, расположенных вне области  $x_0 \leq x \leq x_N$ . Следовательно, полное число узлов равно  $(N+5)$ , а полное число неизвестных в этих узлах  $2(N+5)$ .

В каждой внутренней точке ( $i = 0, 1, \dots, N$ ) уравнения (3.13) записываются в конечных разностях, также в конечных разностях записывается нужная комбинация граничных условий (3.20). Таким образом, получается система  $2(N+5)$  линейных алгебраических уравнений для определения  $2(N+5)$  неизвестных.

Уравнения (3.13) с учетом (3.8) представляются в следующей конечно-разностной форме:

$$\begin{aligned} a_1 \Phi_{i-2} + a_2 W_{i-2} + a_3 \Phi_{i-1} + a_4 W_{i-1} + a_5 \Phi_i + a_{6,i} W_i + a_7 \Phi_{i+1} + \\ + a_8 W_{i+1} + a_9 \Phi_{i+2} + a_{10} W_{i+2} = 0; \end{aligned} \quad (3.21)$$

$$b_1\Phi_{i-2} + b_2W_{i-2} + b_3\Phi_{i-1} + b_4W_{i-1} + b_{5,i}\Phi_i + b_{6,i}W_i + b_7\Phi_{i+1} + \\ + b_8W_{i+1} + b_9\Phi_{i+2} + b_{10}W_{i+2} = 0,$$

где  $a_1 \div a_5$ ,  $a_7 \div a_{10}$ ,  $b_1 \div b_4$ ,  $b_7 \div b_{10}$  – коэффициенты, зависящие от геометрических и механических характеристик обшивки и подкрепления;

$a_{6,i}$ ,  $b_{5,i}$ ,  $b_{6,i}$  – коэффициенты, зависящие от параметров докритического состояния оболочки.

Значения этих коэффициентов приведены в [15].

Конечно-разностная формулировка граничных условий (3.20) в точках  $x = x_j$ ; ( $j = 0, N$ ) имеет вид:

$$\begin{aligned} & \text{(а)} \quad W_j = 0; \\ & \text{(б)} \quad W_{j+1} - W_{j-1} = 0; \\ & \text{(в)} \quad d_1\Phi_{j-1} + d_2W_{j-1} + d_3\Phi_j + (b_4 - d_4)W_j + d_1\Phi_{j+1} + d_2W_{j+1} = 0; \\ & \text{(г)} \quad d_1\Phi_{j-2} + d_2W_{j-2} + d_3\Phi_{j-1} + d_4W_{j-1} + d_{5,j}\Phi_j + d_6W_j + \\ & \quad + d_7\Phi_{j+1} + d_8W_{j+1} + d_9\Phi_{j+2} + d_{10}W_{j+2} = 0; \\ & \text{(д)} \quad \Phi_j = 0; \\ & \text{(е)} \quad \Phi_{j+1} - \Phi_{j-1} = 0; \\ & \text{(ж)} \quad c_1\Phi_{j-2} + c_2W_{j-2} + c_3\Phi_{j-1} + c_4W_{j-1} + c_5\Phi_j + c_{6,j}W_j + \\ & \quad + c_7\Phi_{j+1} + c_8W_{j+1} + c_9\Phi_{j+2} + c_{10}W_{j+2} = 0; \\ & \text{(з)} \quad c_1\Phi_{j-1} + c_2W_{j-1} + (a_3 - c_3)\Phi_j + c_4W_j + c_1\Phi_{j+1} + c_2W_{j+1} = 0. \end{aligned} \tag{3.22}$$

Значения коэффициентов граничных условий (3.22) даны в [15].

Уравнения (3.21) при выбранных граничных условиях (3.22) образуют систему  $2(N+5)$  алгебраических уравнений.

После перестановки этих уравнений так, чтобы первыми были четыре граничных условия при  $x = x_0$ , далее на нечетных местах (5, 7, 9, ...) уравнение совместности (второе из (3.21)), а на четных местах (6, 8, 10, ...) уравнения равновесия (первое из (3.21)), и последними были четыре граничных условия при  $x = x_N$ , а также после исключения неизвестных  $\Phi_{-2}$ ,  $W_{-2}$ ,  $\Phi_{N+2}$ ,  $W_{N+2}$ , входящих в граничные условия для  $U$  и  $Q^*_1$ , получается система  $2(N+3)$  линейных алгебраических уравнений, матрица коэффициентов которой имеет правильную одиннадцатидиагональную структуру:

$$\sum_{j=i-5}^{i+5} a_{ij} \cdot x_j = 0 \tag{3.23}$$

$$i = 1, 2, \dots, 2N+6, \quad a_{ij} = 0 \text{ при } j < 1 \text{ и } j > 2N+6.$$

Система уравнений (3.23) имеет нетривиальное решение только тогда, когда определитель этой системы (матрица коэффициентов  $a_{ij}$ ) равен нулю.

Наименьшее собственное значение матрицы системы  $\lambda^{кр}$ , при котором определитель  $\overline{D}(\lambda)$  обращается в нуль, дает критическое значение нагрузки  $T_{10}$  для заданной конструктивно-ортотропной цилиндрической оболочки вафельного

типа с начальным осесимметричным отклонением формы. Таким образом задача сводится к отысканию наименьшего корня  $\lambda^{кр}$  уравнения

$$\overline{D}(\lambda) = 0,$$

где  $\overline{D}(\lambda)$  – определитель системы (3.23).

В работе одиннадцатидиагональный определитель, согласно методу исключения Гаусса, вычисляется по формуле:

$$\overline{D}(\lambda) = \prod_{S=1}^{2N+6} a_{11}^{(S)}, \quad (3.24)$$

где  $a_{ij}^{(S+1)} = a_{i+1,j+1}^{(S)} - \frac{a_{i+1,1}^{(S)}}{a_{11}^{(S)}} \cdot a_{1,j+1}^{(S)}$  при  $j \leq 5, i \leq 5$ ;

$$a_{ij}^{(S)} = a_{i+1,j+1}^{(S)} \text{ при } j > 5, i > 5.$$

Поскольку целью вычисления определителя  $\overline{D}(\lambda)$  является определение  $\lambda$ , при котором происходит смена знака определителя  $\overline{D}(\lambda)$ , то вместо формулы (3.24), в которой приходится иметь дело с большими числами, используется формула

$$\text{sign} \overline{D}(\lambda) = \prod_{S=1}^{2N+6} \frac{a_{11}^{(S)}}{|a_{11}^{(S)}|}. \quad (3.25)$$

Алгоритм вычислений по формуле (3.25) представлен в [15]. Зависимость  $\lambda n$ , где  $n$  – число волн потери устойчивости обечайки в окружном направлении, показана на рис.3.2.

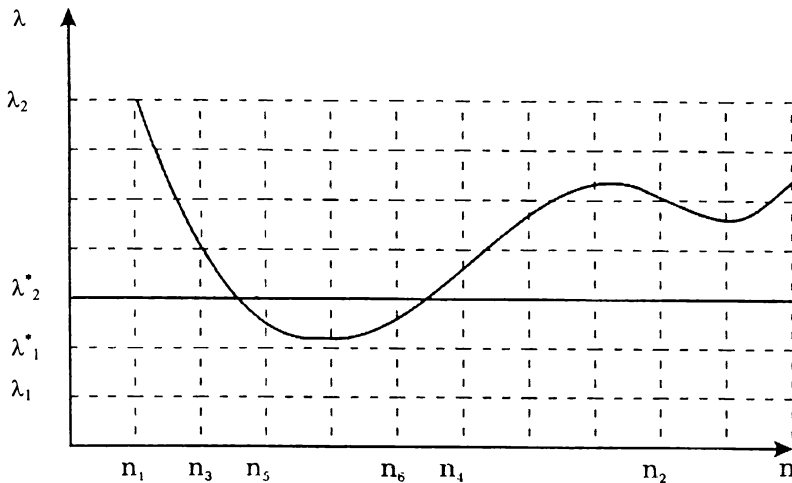


Рис. 3.2

В целом алгоритм определения критической осевой нагрузки для цилиндрической оболочки с начальными осесимметричными отклонениями формы состоит в следующем.

Для заданной области изменения числа волн  $n$  в окружном направлении  $n_1 \leq n \leq n_2$  и параметра нагрузки  $\lambda_1 \leq \lambda \leq \lambda_2$  необходимо определить минимальное значение  $\lambda(n)$  по  $n$ , которое принимается за критическое.

Процесс нахождения критического значения параметра нагрузки  $\lambda$  реализуется следующим образом:

- при начальном значении параметра нагрузки  $\lambda = \lambda_1$  в диапазоне  $n_1 \leq n \leq n_2$  по формуле (3.25) определяется знак определителя  $\overline{D}(\lambda)$ ;

- для заданного шага  $\Delta\lambda = \Delta\lambda_1$  изменения  $\lambda$  повторяется процесс вычисления знака определителя  $\overline{D}(\lambda)$  до тех пор, пока при  $\lambda = \lambda_2^*$  не будет зафиксирована двойная смена знака определителя в интервале  $n_3 \leq n \leq n_4$ , после чего необходимо отступить на величину шага  $\Delta\lambda_1$ , зафиксировать величину  $\lambda_1^* = \lambda_2^* - \Delta\lambda_1$  и сузить область изменения  $n$  в интервале  $n_3 \leq n \leq n_4$ ;

- при  $\lambda = \lambda_1^*$  в диапазоне  $n_3 \leq n \leq n_4$  с шагом  $\Delta\lambda = \Delta\lambda_1 / 10$  снова вычисляется значение определителя  $\overline{D}(\lambda)$  до момента фиксации новой смены знака;

- определения повторяются до тех пор, пока не будет получено заданное число значащих цифр параметра  $\lambda$ .

Под параметром нагрузки  $\lambda$  понимаются параметры докритического состояния оболочки  $T_{10}$ ,  $T_{20}$ ,  $W_0$ , но так как  $T_{20}$  и  $W_0$  определяются через  $T_{10}$ , то за параметр  $\lambda$  следует считать осевое усилие  $T_{10}$ .

Полный вычислительный алгоритм и программа расчета критических нагрузок конструктивно-ортотропных цилиндрических оболочек вафельного типа с начальными отклонениями формы представлены в работе [15].

#### **4. Выбор модели начального осесимметричного отклонения формы вафельной обечайки при ее проектировании**

При проектировании обечайек вафельного типа необходимо обеспечить устойчивость как в средней (регулярной) ее части, так и вблизи торцов в зонах краевых эффектов.

Подробный анализ влияния различных граничных условий на потерю устойчивости конструктивно-ортотропных цилиндрических обечайек вафельного типа в зоне краевого эффекта проведен в работе [4].

При реальном проектировании стараются, как правило, избегать опасного влияния краевого эффекта на величину критической нагрузки за счет введения усиления в виде утолщенных гладких компенсаторов со стороны вафельной панели и днищевых шпангоутов. Аналогичные компенсаторы также вводятся при наличии промежуточных шпангоутов, через которые обычно отдельные секции обечайки свариваются между собой.

Расчет напряженно-деформированного состояния и устойчивости оболочки в зоне краевых эффектов с учетом шпангоутов и днищ проводится отдельно с использованием детальных конечно-элементных моделей, учитывающих реальные диаграммы деформирования материала конструкции бака.

При правильно спроектированной конструкции удастся избежать потери устойчивости обечайки бака в зонах краевых эффектов. В этом случае несущая способность вафельной обечайки бака определяется оптимально спроектированной регулярной частью.

Предлагается оценивать устойчивость обечайки с начальными осесимметричными отклонениями, задавая наиболее неблагоприятную форму отклонения с точки зрения максимального снижения критической нагрузки. При этом амплитуда отклонения  $a_0$  должна соответствовать результатам статистической обработки, приведенной в разделе 2.

Результаты обмеров баков позволили выявить два характерных типа начальных осесимметричных отклонений в регулярной части вафельных обечаек.

Симметричное отклонение представлено на рис. 4.1.

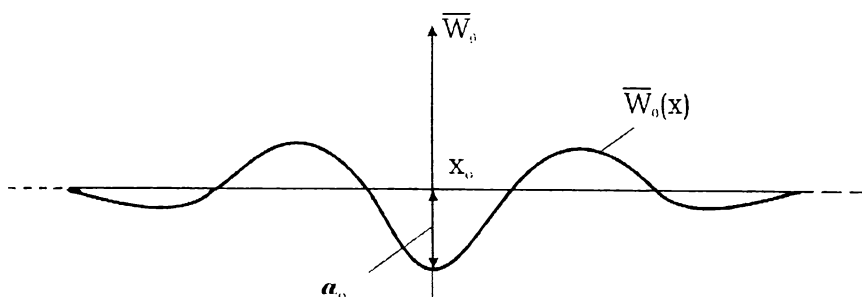


Рис. 4.1

Обратносимметричное отклонение представлено на рис. 4.2.

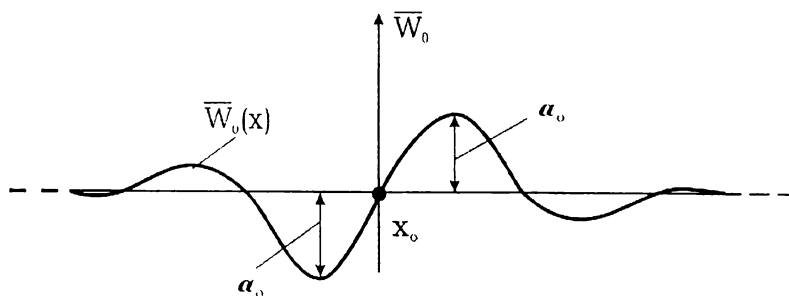


Рис. 4.2

Аналитические выражения для этих отклонений имеют вид:

$$\bar{W}_0 = a_0 \cdot e^{-\bar{\beta}|x-x_0|} \left( \cos \bar{\alpha}(x-x_0) + \frac{\bar{\beta}}{\bar{\alpha}} \sin \bar{\alpha}|x-x_0| \right); \quad (4.1)$$

$$\overline{W}_0 = \tilde{a}_0 \cdot e^{-\tilde{\beta}|x-x_0|} \cdot \sin \overline{\alpha}(x-x_0), \quad (4.2)$$

где  $x_0$  – координата центра отклонения;

$a_0$  – амплитудное значение отклонения;

$\tilde{a}_0$  – коэффициент приведения к заданной амплитуде  $a_0$ ;

$\overline{\alpha}$  и  $\overline{\beta}$  – параметры, характеризующие длину волны и протяженность отклонения.

За неблагоприятные значения параметров  $\overline{\alpha}$  и  $\overline{\beta}$  приняты значения, при которых докритическое напряженно-деформированное состояние обечайки развивается наиболее интенсивно. Такие значения  $\overline{\alpha}$  и  $\overline{\beta}$  соответствуют показателям краевого эффекта предварительно сжатой цилиндрической оболочки.

Для определения величин  $\overline{\alpha}$  и  $\overline{\beta}$  используются результаты, полученные в главах IX и XI работы [4]. Согласно [4], решение уравнения докритического состояния для достаточно длинных цилиндрических оболочек может быть записано, сохраняя обозначения авторов, в виде

$$W_0 = e^{-\mu_2 x} (c_1 \cdot \sin \mu_1 x + c_2 \cdot \cos \mu_1 x) + \tilde{W}_0, \quad (4.3)$$

$$\text{где } \mu_1 = \mu \cdot \sqrt{1 + \omega}; \quad (4.4)$$

$$\mu_2 = \mu \cdot \sqrt{1 - \omega}; \quad (4.5)$$

$$-1 < \omega < 1.$$

Рассмотрим сначала случай гладкой цилиндрической оболочки (глава IX работы [4]). Для гладкой цилиндрической оболочки

$$\mu = \frac{\sqrt[4]{3(1-\nu^2)}}{\sqrt{Rh}}, \quad (4.6)$$

где  $R$  – радиус оболочки;

$h$  – толщина оболочки;

$\nu$  – коэффициент Пуассона.

Величина  $\omega$  может быть определена из выражения для краевого осесимметричного усилия

$$T = -\omega \frac{Eh}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \cdot \frac{h}{R}, \quad (4.7)$$

где  $E$  – модуль Юнга.

Предельное значение усилия  $T$ , при стремлении  $\omega$  к 1 соответствует значению классической критической осевой нагрузки идеальной цилиндрической оболочки

$$T = T_{кр} = -\frac{1}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \cdot E \frac{h^2}{R}. \quad (4.8)$$

Вычисляя значение под квадратным корнем, получим известное выражение величины классической критической нагрузки для гладкой цилиндрической оболочки при осевом сжатии

$$T_{кл} = -0,605 \cdot E \frac{h^2}{R}. \quad (4.9)$$

Из (4.7) и (4.9) следует выражение для  $\omega$

$$\omega = \frac{T}{T_{кл}}. \quad (4.10)$$

Используя обозначения, принятые в данной статье, выражения (4.4) и (4.5) можно записать для гладкой оболочки в виде:

$$\bar{\alpha} = \frac{\sqrt[4]{3(1-v^2)}}{\sqrt{RS}} \cdot \sqrt{1 + \frac{T}{T_{кл}}}; \quad (4.11)$$

$$\bar{\beta} = \frac{\sqrt[4]{3(1-v^2)}}{\sqrt{RS}} \cdot \sqrt{1 - \frac{T}{T_{кл}}}. \quad (4.12)$$

Рассмотрим случай конструктивно-ортотропной оболочки вафельного типа. Для нее, согласно формулам главы XI работы [4], сохраняя обозначения авторов,

$$\mu^4 = \alpha \cdot \beta^{-1} (2hR)^{-2}; \quad (4.13)$$

$$T = -T^* \cdot Eh \frac{h}{R}; \quad (4.14)$$

$$T^* = 2(\omega \sqrt{\alpha \beta} - v \xi_1 \gamma_1 \xi^{-1} \alpha), \quad (4.15)$$

где  $\alpha = \frac{\xi}{1 + (1-v^2) \cdot \xi_1};$

$$\beta = \frac{1}{12(1-v^2)} + \beta_1 + \frac{\xi_1 \gamma_1^2}{1 + (1-v^2) \cdot \xi_1};$$

$$\xi_i = \frac{E_i F_i}{E h \ell_i}, \quad \beta_i = \frac{E_i J_i}{E h^3 \ell_i}, \quad \gamma_i = \frac{Z_i}{h},$$

$$\xi = (1 + \xi_1) \cdot (1 + \xi_2) - v \xi_1 \xi_2;$$

$$-1 < \omega < 1$$

$E_i$  – модуль Юнга материала ребер;

$E$  – модуль Юнга материала обшивки;

$F_i$  – площадь ребер;

$\ell_i$  – расстояние между ребрами;

$$\left. \begin{aligned} & \beta = \frac{1}{12(1-v^2)} + \beta_1 + \frac{\xi_1 \gamma_1^2}{1 + (1-v^2) \cdot \xi_1}; \\ & \xi_i = \frac{E_i F_i}{E h \ell_i}, \quad \beta_i = \frac{E_i J_i}{E h^3 \ell_i}, \quad \gamma_i = \frac{Z_i}{h}, \\ & \xi = (1 + \xi_1) \cdot (1 + \xi_2) - v \xi_1 \xi_2; \end{aligned} \right\} \quad (i = 1, 2); \quad (4.16)$$

$J_i$  – момент инерции поперечного сечения подкрепляющего ребра относительно оси, проходящей через срединную поверхность обшивки;

$Z_i$  – расстояние между центром тяжести ребра и срединной поверхностью обшивки;

( $i = 1, 2$ )

$h$  – толщина обшивки.

Величина  $v\xi_i\gamma_i\xi^{-1}\alpha$  в формуле (4.15) учитывает эксцентриситет приложения осевого усилия относительно нейтральной поверхности вафельной оболочки, положение которой относительно поверхности приведения (срединной поверхности обшивки) определяется выражением

$$e^0 = \frac{2\xi_i\gamma_i(1-v^2)}{1+(1-v^2)\cdot\xi_i}. \quad (4.17)$$

Если осевая сила приложена по нейтральной поверхности, то величина  $v\xi_i\gamma_i\xi^{-1}\alpha$  в формуле (4.15) равна нулю. В этом случае формула (4.14) может быть записана в виде

$$T = -2\omega\sqrt{\alpha\beta} \cdot E \frac{h^2}{R}. \quad (4.18)$$

Найдем окончательное выражение для величины  $\mu$  с использованием обозначений, принятых в данной статье. Для этого (4.13) запишем в виде

$$\mu = \frac{1}{R} \cdot \sqrt[4]{\frac{R^2}{4} \cdot \frac{1}{h^2} \left( \frac{\alpha}{\beta} \right)}. \quad (4.19)$$

Определим формулу для вычисления  $\alpha$ .

$$\alpha = \frac{(1+\xi_1) \cdot (1+\xi_2) - v^2\xi_1\xi_2}{1+(1-v^2)\cdot\xi_1} = \frac{1+\xi_1}{1+(1-v^2)\cdot\xi_1} + \xi_2.$$

Используя обозначения конструктивных параметров вафельной оболочки, принятые в статье, получим окончательное выражение для величины  $\alpha$ .

$$\alpha = \frac{1 + \frac{b_1h_1}{st_1}}{1 + (1-v^2)\frac{b_1h_1}{st_1}} + \frac{b_2h_2}{st_2}. \quad (4.20)$$

Это выражение справедливо для прямоугольной формы ребер вафельного подкрепления и одинаковых свойств материала ребер и обшивки ( $E_{1,2} = E$ ).

Аналогично найдем окончательное выражение для  $\beta$ .

$$\beta = \frac{1}{12(1-v^2)} + \frac{b_1h_1^3}{12s^3t_1} + \frac{\frac{b_1h_1}{st_1} \cdot \frac{1}{s^2}}{1 + (1-v^2)\frac{b_1h_1}{st_1}} \cdot \left( \frac{H}{2} \right)^2. \quad (4.21)$$



Это выражение также справедливо для сделанных выше ограничений по свойствам материала и геометрии ребер.

Формулы для вычисления  $\alpha$  и  $\beta$  можно несколько упростить, исключив из них малые величины  $v^2 \cdot \frac{b_1 h_1}{s t_1}$ . После упрощения формулы (4.20) и (4.21) запишутся в виде

$$\alpha \approx 1 + \frac{b_2 h_2}{s t_2}; \quad (4.22)$$

$$\beta \approx \frac{1}{12(1-v^2)} + \frac{b_1 h_1^3}{12 s^3 t_1} + \frac{\frac{b_1 h_1}{s t_1} \cdot \frac{1}{s^2}}{1 + \frac{b_1 h_1}{s t_1}} \cdot \left(\frac{H}{2}\right)^2. \quad (4.23)$$

Отличие точных (4.20), (4.21) и приближенных (4.22), (4.23) формул для рассматриваемых в статье оболочек вафельного типа не превышает 1%.

Подставляя приближенные формулы (4.22), (4.23) в выражение (4.19), после ряда несложных преобразований получим

$$\mu = \frac{1}{R} \cdot \sqrt[4]{\frac{R^2 s_0}{4 \bar{J}}}, \quad (4.24)$$

$$\text{где } s_0 = s + \frac{b_2 h_2}{t_2}; \quad (4.25)$$

$$\bar{J} = \frac{s^2}{12(1-v^2)} + \frac{b_1 h_1^3}{12 t_1} + \frac{s \frac{b_1 h_1}{t_1}}{s + \frac{b_1 h_1}{t_1}} \cdot \left(\frac{H}{2}\right)^2. \quad (4.26)$$

Величины  $s_0$  и  $\bar{J}$  имеют простой физический смысл:

$s_0$  – приведенная по площади толщина оболочки в кольцевом направлении;

$\bar{J}$  – погонный собственный момент инерции комбинированного сечения вафельной панели, состоящего из обшивки и продольного ребра.

Для конструктивно-ортотропных оболочек вафельного типа с прямоугольным сечением ребер получаем окончательные приближенные формулы для  $\bar{\alpha}$  и  $\bar{\beta}$ , входящих в формулы (4.1) и (4.2):

$$\bar{\alpha} \approx \frac{1}{R} \cdot \sqrt[4]{\frac{s_0 R^2}{4 \bar{J}}} \cdot \sqrt{1 + \frac{T}{T_{\kappa\lambda}}}; \quad (4.27)$$

$$\bar{\beta} \approx \frac{1}{R} \cdot \sqrt[4]{\frac{s_0 R^2}{4 \bar{J}}} \cdot \sqrt{1 + \frac{T}{T_{\kappa\lambda}}}. \quad (4.28)$$

Как и для гладкой цилиндрической оболочки, предельное значение усилия  $T$  (4.18) при  $\omega \rightarrow 1$  соответствует значению классической критической осевой нагрузки идеальной конструктивно-ортотропной цилиндрической оболочки вафельного типа. Подставляя  $\alpha$  и  $\beta$ , вычисляемые по приближенным формулам (4.22), (4.23) в формулу (4.18) после простых преобразований получим

$$T_{\text{кл}} \approx -2E \frac{1}{R} \sqrt{\bar{J}s_0}, \quad (4.29)$$

где  $s_0$  и  $\bar{J}$  вычисляются по формулам (4.25) и (4.26).

Коэффициент приведения  $\tilde{a}_0$  в формуле (4.2) определяется из условия равенства нулю первой производной от функции  $\bar{W}_0$  в экстремальных точках (рис. 4.2) с амплитудой  $a_0$ .

$$\tilde{a}_0 = \frac{e^{\frac{\bar{\beta}}{\bar{\alpha}} \arctg \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}}}}{\sin \left( \arctg \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \right)} \cdot a_0. \quad (4.30)$$

Результаты расчетов оболочек с начальными осесимметричными отклонениями двух типов, описываемых формулами (4.1) и (4.2), показали, что наибольшее снижение критической нагрузки вызывают локальные отклонения обротносимметричной формы (4.2).

Итак, для расчета устойчивости при проектировании вафельных обечаск баков следует принимать второй тип (4.2) как наиболее неблагоприятный тип осесимметричного отклонения.

### 5. Методика проектирования вафельных обечаск баков на основе модельного осесимметричного отклонения формы обечайки со статистически обоснованной амплитудой

При использовании локального осесимметричного отклонения (4.2) при проектировании обечаск баков вафельного типа возникает задача выбора амплитуды осесимметричного отклонения  $a_0$  в зависимости от параметра тонкостенности ( $R/S_{\text{изг}}$ ).

Для ее решения можно воспользоваться результатами статистической обработки, приведенными в разделе 2, где на основе больших статистических выборок показано, что максимальные значения уровней (2а) для обечаск двух типов составляют:

$$\begin{aligned} (2a) &= 2,08 \text{ мм} & \text{для} & & (R/S_{\text{изг}})_1 &= 182; \\ (2a) &= 2,9 \text{ мм} & \text{для} & & (R/S_{\text{изг}})_2 &= 250. \end{aligned}$$

На графике (рис. 5.1) в координатах  $(R/S_{\text{изг}}, \bar{a})$ , где  $\bar{a} = \frac{a}{H}$ , отмечены полученные таким образом две точки, выделенные знаком  $\blacktriangle$ , которые могут быть использованы для построения зависимости

$$\bar{a} = \bar{a}(R/S_{\text{изг}}). \quad (5.1)$$

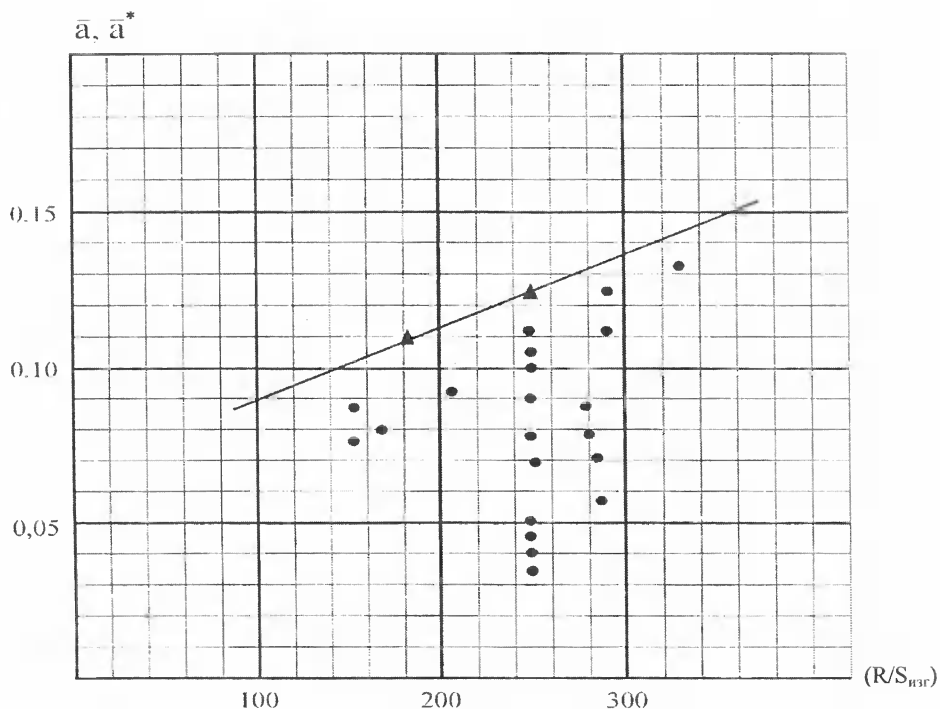


Рис. 5.1

В качестве этой зависимости предлагается брать линейную функцию и проводить прямую через эти две точки.

Пределы применимости этой зависимости согласно данным, приведенным ниже, могут быть установлены следующими:

$$150 \leq (R/S_{изг}) \leq 330.$$

Этот диапазон охватывает достаточно широкий класс применявшихся ранее и проектируемых в настоящее время обечаск баков.

Для подтверждения предложенной зависимости были проведены расчеты эквивалентных амплитуд  $\bar{a}^*$  для 21-го бака с обечайками вафельного типа, испытанных на устойчивость.

Все испытания проводились при нулевых и малых внутренних давлениях в баках (от 0,01 МПа до 0,15 МПа) и были доведены до потери устойчивости обечаск по неосесимметричной форме.

Баки отличались геометрическими размерами, параметрами вафельного подкрепления, а диапазон изменения  $(R/S_{изг})$  был  $150 \leq (R/S_{изг}) \leq 330$ .

Определение эквивалентных амплитуд  $\bar{a}^*$  проводилось следующим образом:

1. Для известных параметров конструкции каждой из испытанных обечаск баков и величин внутреннего давления проводился расчет зависимости

$\bar{K} = \frac{T_{кр}^{исп}}{T_{кл}}$  от амплитуды осесимметричного локального отклонения  $\bar{a}$  в форме (4.2) (рис. 5.2).

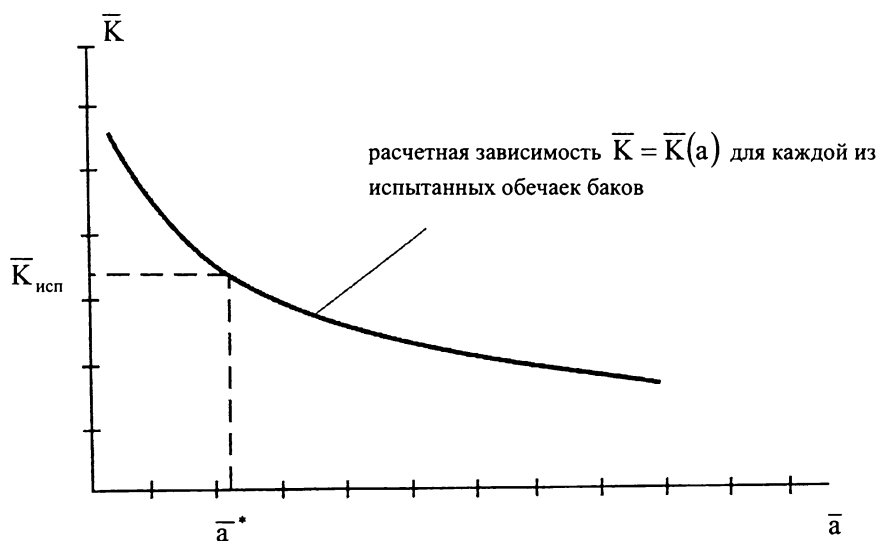


Рис. 5.2

2. Зная величину критической нагрузки потери устойчивости обечайки бака, определялся коэффициент

$$\bar{K}_{исп} = \frac{T_{кр}^{исп}}{T_{кл}},$$

где  $T_{кр}^{исп}$  – величина критической осевой нагрузки на обечайку бака с учетом разгрузки от внутреннего давления, соответствующая потере устойчивости обечайки по неосесимметричной форме.

3. Находилась амплитуда  $\bar{a}^*$  (см. рис. 5.2), соответствующая  $T_{кр}^{исп}$ .

На рис. 5.1 нанесены значения полученных таким образом эквивалентных амплитуд  $\bar{a}^*$  в виде 21-ой точки. Как видно из рисунка, прослеживается увеличение амплитуд эквивалентного осесимметричного отклонения  $\bar{a}^*$  с ростом параметра  $(R/S_{изг})$ , причем все точки лежат ниже предложенной прямой, что естественно, поскольку прямая отражает предельные значения амплитуд, полученных на больших статистических выборках.

Таким образом, при проектировании новых вафельных обечаек баков можно применять следующий алгоритм:

1. Определяются величины  $T_{кл}$  и  $(R/S_{изг})$  по формулам (4.29) и (2.5) исходя из заданных геометрических параметров обечайки и вафельного подкрепления

( $R$ ,  $H$ ,  $b_1$ ,  $b_2$ ,  $h_1$ ,  $h_2$ ,  $t_1$ ,  $t_2$ ,  $s$ ). Длина обечайки выбирается примерно равной диаметру обечайки для независимости формы потери устойчивости и величины критической нагрузки от граничных условий.

2. По графику зависимости (5.1) на рис. 5.1 определяется величина эквивалентной амплитуды локального осесимметричного отклонения, заданного в формуле (4.2).

3. Применяя программу, реализующую алгоритм определения критической нагрузки конструктивно-ортотропных оболочек, изложенный в разделе 3, для локального осесимметричного отклонения в виде (4.2) с найденной эквивалентной амплитудой, определяется величина погонной критической нагрузки при осевом сжатии рассматриваемой обечайки.

Величина расчетной критической нагрузки будет близка к нижним значениям экспериментально найденных критических нагрузок при условии непревышения заданных техническими условиями уровней (2а) и (2А), то есть непревышения допуска  $T_a$  (2.13) для испытанных на устойчивость баков.

Изложенная выше методика расчета устойчивости цилиндрических обечайек вафельного типа с локальной осесимметричной формой отклонения использовалась для определения критической нагрузки при осевом сжатии вафельной обечайки бака горючего унифицированного блока новой РН "Ангара", изготовленного на РКЗ ГКНПЦ им. М.В.Хруничева.

Параметры вафельного подкрепления обечайки показаны на рис. 5.3. Остальные параметры, принимаемые для расчета, следующие:  $R=145$  см;  $E=70$  ГПа;  $\nu=0,3$ .

Толщина гладкой условной оболочки, эквивалентной по изгибу вафельной, определяется по формуле (2.5) и равна  $S_{изг} = 0,715$  см.

Соответственно  $(R/S_{изг}) = 203$ .

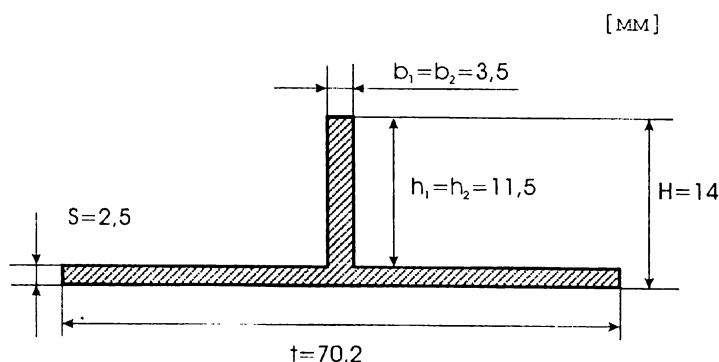


Рис. 5.3

По графику на рис. 5.1 определяется величина эквивалентной относительной амплитуды начального локального осесимметричного отклонения  $\bar{a}$

$$\bar{a} = 0,112,$$

откуда

$$a = \bar{a} \cdot H = 0,156 \text{ см.}$$

Таким образом, с вероятностью, соответствующей  $3\sigma$ , амплитуда среднего (осесимметричного) отклонения обечайки бака горючего унифицированного блока РН «Ангара» не превысит 0,156 см, то есть уровень (2а), характеризующий осесимметричные отклонения формы поверхности обечайки, будет

$$(2a) = 0,312 \text{ см.}$$

Применяя программу, реализующую алгоритм определения критической нагрузки конструктивно-ортотропных цилиндрических оболочек, изложенный в разделе 3, для локального осесимметричного отклонения (4.2), принятого в качестве нормативного, с амплитудой отклонения  $a = 0,156$  см и внутреннего давления  $P = 0,15$  Мпа, получим

$$\bar{T}_{кр} = 5520 \frac{H}{\text{см}};$$

$$T_{кр} = \bar{T}_{кр} \cdot 2\pi R \approx 50300000 \text{ Н} = 5030 \text{ кН.}$$

Величина классической критической нагрузки  $\bar{T}_{кл}$  определяется по формуле (4.29), где  $s_0$  и  $\bar{J}$  определяются по формулам (4.25) и (4.26).

$$\bar{T}_{кл} = 9340 \frac{H}{\text{см}},$$

тогда

$$\bar{K} = \frac{\bar{T}_{кр}}{\bar{T}_{кл}} = 0,59.$$

Рассмотрим основной расчетный случай нагружения обечайки бака горючего блока РН «Ангара».

В полете максимальная внешняя осевая сжимающая сила, действующая на бак, равна

$$T^p = 4800 \text{ кН.}$$

При этом минимальное эксплуатационное избыточное давление в баке

$$P' = 0,15 \text{ МПа.}$$

Если учесть разгрузку осевой силы за счет внутреннего давления, то величина осевой сжимающей нагрузки, действующей на регулярную часть вафельной обечайки, будет

$$T_{\text{об}}^p = T^p - \pi R^2 P^3 = 3810 \text{ кН}.$$

Полученный с применением предложенной методики запас по устойчивости обечайки равен

$$\eta = \frac{T_{\text{кр}}}{T_{\text{об}}^p} = 1,32.$$

Величина критической нагрузки, полученная традиционным путем при использовании методик, базирующихся на «расширенной» статистике испытаний, дает значение

$$T_{\text{кр}} = 4050 \text{ кН},$$

и соответственно запас по устойчивости

$$\eta = \frac{T_{\text{кр}}}{T_{\text{об}}^p} = 1,06.$$

Необходимо отметить, что при использовании обоих подходов к определению критической нагрузки учитывалось поддерживающее влияние внутреннего давления на обечайку бака.

Таким образом, применение предложенной методики позволяет обнаружить значительные резервы несущей способности вафельных обечаек баков и тем самым способствует снижению массы конструкции.

## **6. Влияние неосесимметричных отклонений формы вафельных обечаек баков на их несущую способность**

Как показано в предыдущих разделах, основной причиной снижения критических нагрузок обечаек баков вафельного типа при осевом сжатии является осесимметричное отклонение их формы, вызванное наличием большого количества кольцевых сварных швов.

Амплитуда этих отклонений  $a = \frac{(2a)}{2}$  не превышает 10–15% высоты вафельной панели. Однако наряду с осесимметричными могут быть и неосесимметричные отклонения с амплитудой  $A = \frac{(2A)}{2}$ , достигающей 30% высоты вафельной панели. В отличие от осесимметричных, их появление и распределение по поверхности обечайки определяется, главным образом, местами приварки фланцев, кронштейнов и других конструктивных элементов к обечайке.

Для исследования влияния неосесимметричных отклонений на несущую способность вафельных обечаек баков используются трехмерные осесимметричные конечно-элементные модели (КЭМ).

Предлагается применять наиболее простой, легко генерируемый вид модели. В качестве программного средства использовался комплекс «I-DEAS». Поверхностью приведения, на которой расположены узлы КЭМ, является срединная поверхность обшивки. Вафельная оболочка описывается системой пластин, работающих на растяжение-сжатие, изгиб и сдвиг, и перекрестных пространствен-

ных балок. Пластинами моделируется обшивка вафельной панели, а балками — изгибные жесткости, характеризующие комбинированное сечение, состоящее из обшивки вафельной панели с шириной, равной шагу вафельного подкрепления, и ребра за вычетом собственной жесткости обшивки. Данная модель учитывает эксцентриситет положения центра жесткости сечения вафельной панели относительно обшивки.

Обязательным условием применения определенного вида КЭМ является ее тестирование. Оно было проведено методом сравнения решения задачи устойчивости вафельной оболочки с параметрами  $L = 200$  см,  $R = 125$  см,  $H = 1,2$  см,  $b_1 = b_2 = 0,5$  см,  $h_1 = h_2 = 0,95$  см,  $t_1 = t_2 = 7,02$  см,  $S = 0,25$  см, имеющей начальное осесимметричное отклонение (4.2) в середине длины оболочки с помощью КЭМ и конечно-разностного расчета, изложенного в разделе 3.

Далее во всех примерах расчетов будет рассматриваться вафельная оболочка с этими параметрами.

Форма начального отклонения на КЭМ воспроизводилась методом приложения в середине оболочки осесимметричного изгибающего момента, при этом напряжения в оболочке за счет действия этого момента исключались.

Форма начального отклонения при конечно-разностном расчете задавалась в аналитическом виде (4.2).

Серия расчетов, проведенная для различных амплитуд начального отклонения с помощью двух различных методик, показала практически полное соответствие результатов определения критических нагрузок потери устойчивости вафельной оболочки (рис. 6.1).

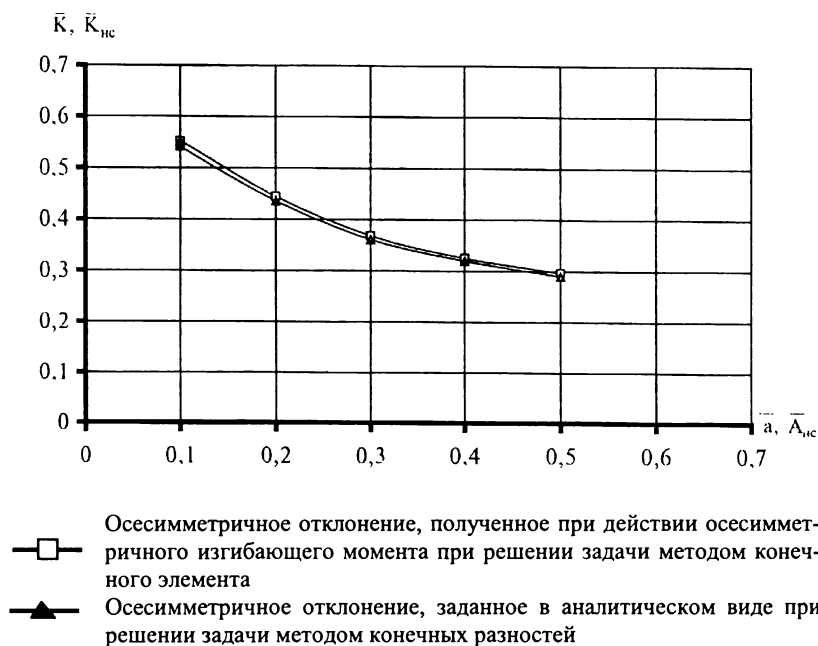


Рис. 6.1. Зависимость коэффициента устойчивости для вафельной оболочки с модельным осесимметричным отклонением формы, получена с использованием метода конечных разностей и методом конечного элемента



Далее с использованием КЭМ было рассмотрено влияние начальных неосесимметричных отклонений формы вафельной оболочки на величину критической нагрузки.

Согласно предположению многих авторов, форма начального неосесимметричного отклонения в виде формы потери устойчивости идеальной цилиндрической оболочки может давать максимальное снижение критической нагрузки. Если принять форму потери устойчивости за исходную форму начального неосесимметричного отклонения и повaryировать амплитуду «выпучиваний» и «вмятин», обозначив ее  $A_{HC}$ , то с помощью решения задачи устойчивости на основе МКЭ можно построить зависимость

$$\bar{K}_{HC} = \bar{K}_{HC}(\bar{A}_{HC}), \quad (6.1)$$

где  $\bar{K}_{HC} = \frac{T_{кр, HC}}{T_{кл}}$ ;  $\bar{A}_{HC} = \frac{A_{HC}}{H}$ ,

$T_{кр, HC}$  – критическая погонная нагрузка, соответствующая принятой неосесимметричной форме начального отклонения.

На рис. 6.2 показана вафельная цилиндрическая оболочка с начальными отклонениями в виде формы потери устойчивости, а на рис. 6.3 – результат расчета  $\bar{K}_{HC}$  в зависимости от амплитуды  $\bar{A}_{HC}$ . На этом же рисунке показана зависимость  $\bar{K} = \bar{K}(a)$ , полученная для оболочки с теми же геометрическими параметрами вафельной панели, но с осесимметричным начальным отклонением в виде (4.2).

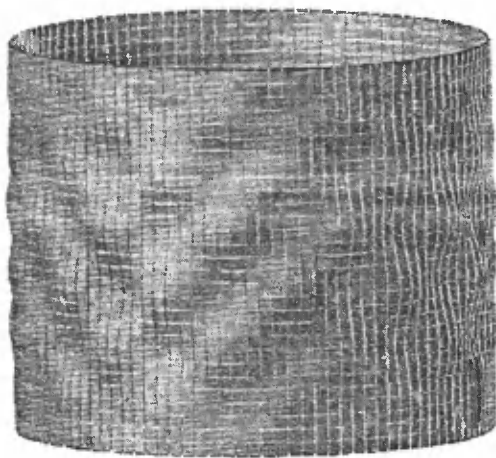


Рис. 6.2. Вафельная оболочка с неосесимметричными отклонениями в виде формы потери устойчивости «идеальной» оболочки

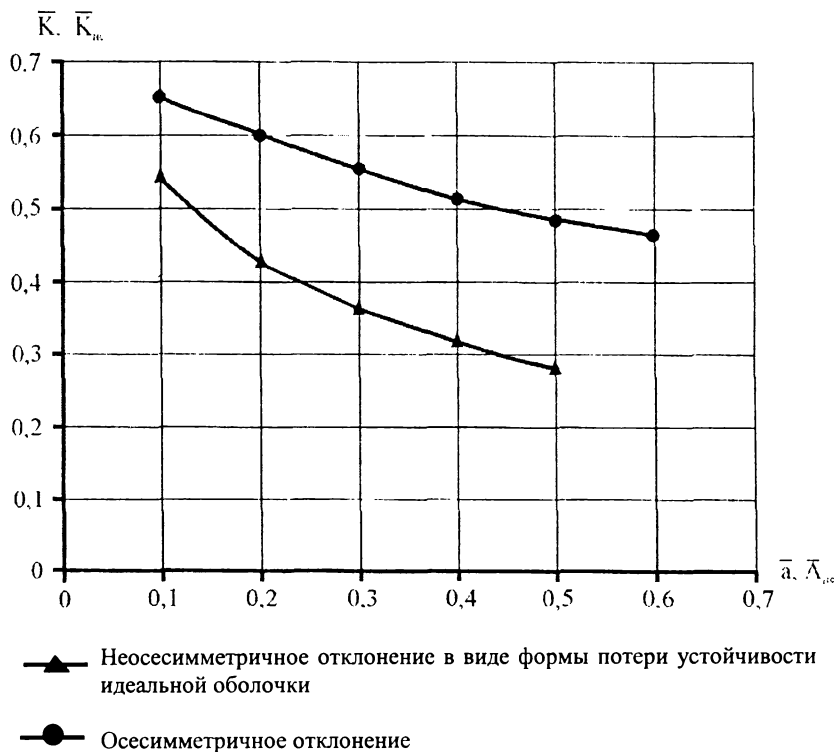


Рис. 6.3. Зависимость коэффициента устойчивости для вафельной оболочки с осесимметричным и неосесимметричным отклонением формы

Из сравнения результатов расчета очевидно, что осесимметричное отклонение оказывает гораздо большее влияние на снижение величины критической нагрузки вафельной оболочки.

С практической точки зрения рассмотренный вид начального неосесимметричного отклонения является абстракцией, поскольку реальные неосесимметричные отклонения носят нерегулярный характер.

Как уже отмечалось выше, начальные неосесимметричные отклонения располагаются по обечайке вафельного бака случайным образом за исключением зон приварки кронштейнов и фланцев. Обычно именно в этих зонах развиваются максимальные по амплитуде локальные отклонения. Поскольку критичным, вызывающим появление подобных отклонений, является теплосиловое воздействие при сварке, сопровождаемое изгибом обечайки в меридиональном и кольцевом направлениях, целесообразно рассмотреть такой вид начального локального отклонения, который вызывается приложением к оболочке местного изгибающего момента.

Для формирования локального неосесимметричного отклонения предлагается следующий прием: на ограниченном участке, равноудаленном от краев поперечного сечения оболочки, прикладывается распределенный изгибающий момент  $m_y$  (рис. 6.4).

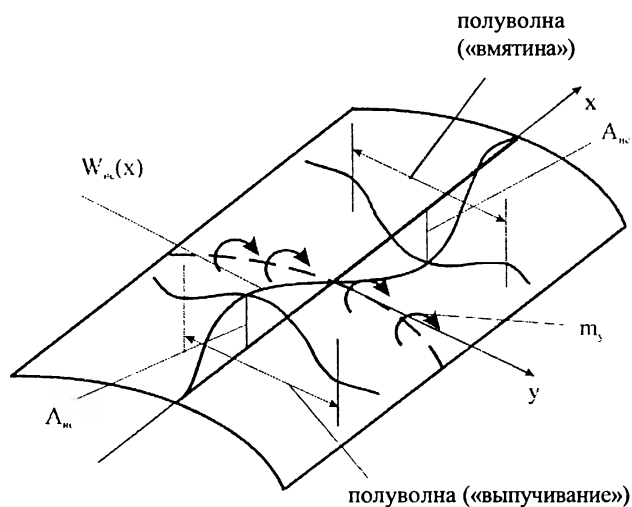


Рис. 6.4. Локальное неосесимметричное отклонение формы обечайки

Ширина участка приложения момента  $m_y$  выбирается таким образом, чтобы длина полуволны в кольцевом направлении в сечениях с максимальными амплитудами равнялась длине полуволны формы потери устойчивости оболочки с идеальной исходной цилиндрической поверхностью. В меридиональном направлении форма отклонения в сечении, проходящем через максимумы амплитуд, соответствует осесимметричному аналогу (4.2) и может быть описана формулой

$$W_{nc}(x) = \tilde{A}_{nc} \cdot e^{-\beta \left| x - \frac{L}{2} \right|} \cdot \sin \alpha \left( x - \frac{L}{2} \right). \quad (6.2)$$

Форма такого локального отклонения показана на рис. 6.5.

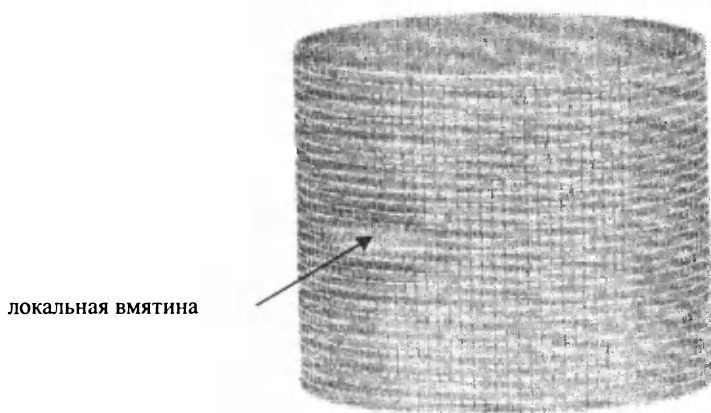


Рис. 6.5. Вафельная оболочка с одиночной вмятиной

Анализ показал, что локальное неосесимметричное отклонение, описываемое формулой (6.2), дает большее снижение коэффициента устойчивости  $\bar{K}_{НС}$  по сравнению с неосесимметричным отклонением в виде формы потери устойчивости идеальной оболочки для амплитуд  $\bar{A}_{НС} > 0,1$  (рис. 6.6).

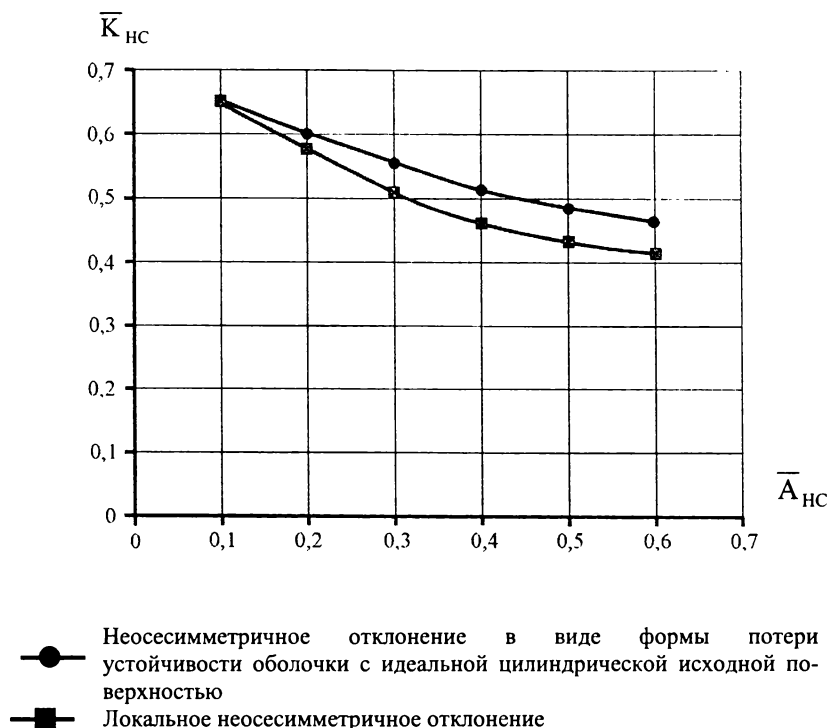


Рис. 6.6. Зависимость коэффициента устойчивости для вафельной оболочки с двумя видами начального неосесимметричного отклонения

На рис. 6.7 показано сравнение влияния начального осесимметричного отклонения, принятого в качестве модельного при проектировании вафельных обечаек баков, и неосесимметричного локального отклонения на величину критической нагрузки вафельной оболочки.

Воспользовавшись графиком на рис. 5.1 из раздела 5, определим величину эквивалентной амплитуды  $\bar{a}$  неосесимметричного начального отклонения. Величина  $\bar{a}$  оказывается равной 0,11.

Воспользовавшись графиком на рис. 6.7, определим коэффициент  $\bar{K}$  для осесимметричного отклонения с амплитудой  $\bar{a} = 1,1$  (вертикальная пунктирная линия на рисунке) и величину относительной амплитуды неосесимметричного отклонения  $\bar{A}_{НС}$  (горизонтальная пунктирная линия на рисунке) из условия  $\bar{K} = \bar{K}_{НС}$ .

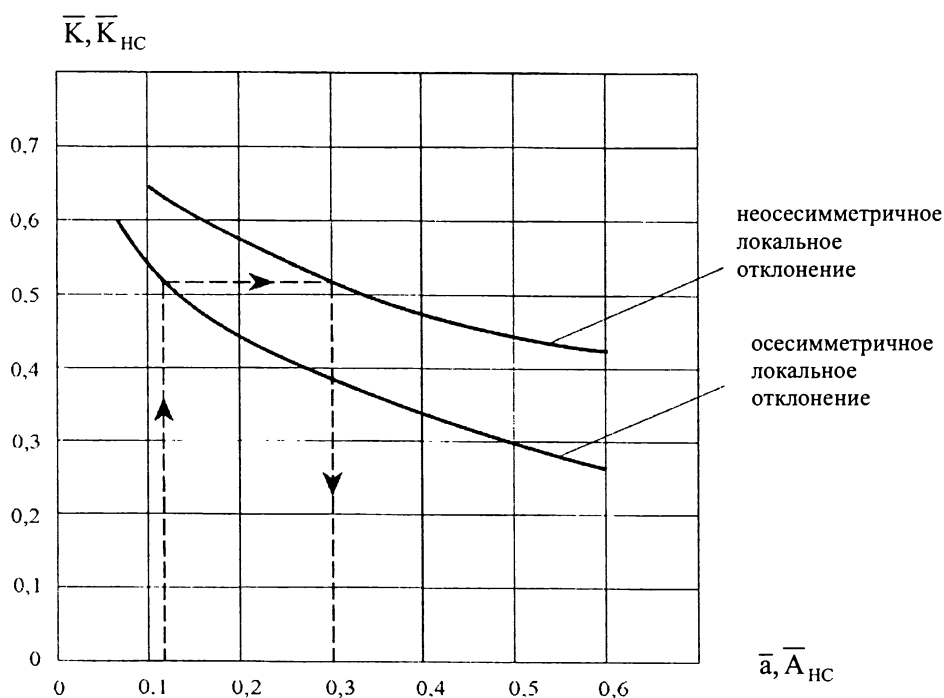


Рис. 6.7. Зависимость  $\bar{K}, \bar{K}_{NC}$  от  $\bar{a}, \bar{A}_{NC}$  для осесимметричного и локального неосесимметричного отклонения формы обечайки

Тогда относительная амплитуда неосесимметричного отклонения  $\bar{A}_{NC}$ , эквивалентная амплитуде осесимметричного отклонения  $\bar{a}$  по величине снижения осевой критической нагрузки, будет  $\bar{A}_{NC} = 0,3$ , или для высоты вафельной панели  $H = 12$  мм  $A_{NC} = 3,6$  мм.

Если с большой степенью консерватизма предположить, что уровень начальных отклонений  $(2A)$  определяется уровнем неосесимметричных отклонений, т.е.  $(2A) = (2A_{NC})$ , то при уровне неосесимметричных отклонений  $(2A_{NC}) < 7,2$  мм устойчивость оболочки будет определяться осесимметричными начальными отклонениями ее формы.

Если обратиться к статистической обработке результатов обмеров обечаек баков (раздел 2), то для обечаек с  $(R/S_{изг}) = 182$  согласно (2.9) уровень  $(2A)$  с вероятностью 3% не превышает 6,25 мм. Это говорит об определяющей роли осесимметричных отклонений в снижении критических нагрузок при осевом сжатии сварных обечаек баков ракет-носителей вафельного типа с продольно-кольцевым расположением ребер.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан расчетно-статистический метод проектирования сварных вафельных обечаек баков ракет-носителей, основанный на статистически обоснованных амплитудах начальных отклонений их формы и применении адекватного математического аппарата.

Созданная программа расчета позволяет при минимуме исходных данных, описывающих геометрические параметры вафельной цилиндрической оболочки, быстро определить величину ее гарантированной несущей способности при осевом сжатии.

Разработанная методика позволяет поднять расчетный уровень критических нагрузок вафельных обечаек баков примерно на 20% и обеспечить возможность снижения их массы.

Дальнейший прогресс в этой области может быть достигнут за счет внедрения бесконтактных методов определения реальной формы изготовленных баков и использования этих данных для расчета критических нагрузок потери устойчивости обечаек с применением конструктивно-подобных конечно-элементных математических моделей.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет: Учебник. – М.: Высшая школа, 1984. 391 с.
2. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1985, 344 с.
3. Пановко Я.Г., Губанова И.И. Устойчивость и колебания упругих систем. Современные концепции и ошибки. – М.: Наука, 1987. 352 с.
4. Кармишин А.В., Лясковец В.А., Мяченков В.И., Фролов А.Н. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. – М.: Машиностроение, 1975. 376 с.
5. Григолюк Э.И., Кабанов В.В. Устойчивость оболочек. – М.: Наука, 1978. 360 с.
6. Коц В.М., Липовский Д.Е. Экспериментальное исследование устойчивости цилиндрических оболочек и пластинок. – М.: Наука, 1966. С. 509–515.
7. Кузнецов В.К., Липовцев Ю.В. Влияние локальных несовершенств на устойчивость цилиндрической оболочки при осевом сжатии. Изв. АН СССР. Механика твердого деформируемого тела. 1970. №1. С. 134–136.
8. Koiter W.T. The effect of axi symmetric imperfection on the buckling of cylindrical shells under axial compression. Proc. Koninkl. Nederl. Acad. Wet., 1963, vol. B66, №5, pp. 265–279.
9. Flügge W. Die stabilität der Kreiszylinderschale. Ing. – Arch. 1932, Bd 3, №5, ss. 463–506.
10. Donnell L.H.A. New theory for the buckling of thin cylinders under axial compression and bending. Trans. ASME, Ser. E, 1934, vol. 56, pp. 795–806.
11. Almroth B.O. Influence of imperfections and adge restrain on the buckling of axially compressed cylinders. NASA, Council Rept., 1966, April, №432.
12. Dym C.L., Hoff N.J. Perturbation solutions for the buckling problems of axially compressed thin cylindrical shells of infinite or finite length. Tras. ASME, Ser. E, 1968, vol. 35, №4, pp. 754–762.
13. Hutchinson J.W., Tennison R.S., Muggeridge D.B. Effect of a local axisimetric imperfection on the buckling behavior of a circular shell under axial compression. AIAA Jornal, vol. 9 №1, pp.48–52.
14. Amazigo J.C. Buckling under axial compression of long cylindrical shells with random axisimmetric imperfection. Quart. Appl. Math., 1969, vol. 24, №4, pp. 537–566.
15. Корпуса изделий отрасли. Влияние начальных отклонений формы цилиндрических оболочек на их несущую способность. Методика расчета. ОСТ 92-8720-75 / Полухин Д.А., Черняков Д.С., Петроковский С.А., Головчанский В.П., Патерикас А.Д., Ремизов И.Я., Кац И.Л.

# Выделение уравнений упругих колебаний из полных уравнений движения свободной динамической модели летательного аппарата

Ильенко Ю. Е., Кулакова К. П., Дорошева Л. А.

## ВВЕДЕНИЕ

В данной статье дается вывод уравнений динамических моделей ракет-носителей (РН) космических аппаратов (КА) с разложением перемещений на упругие колебания и движение изделия как твердого тела. Получена динамическая матрица для расчета частот и форм свободной от закрепления конструкции, в которой присутствуют только упругие колебания, то есть отсутствуют формы нулевых тонов ( $\omega = 0$ ).

Этим обеспечиваются строгая ортогональность собственных форм упругих колебаний к формам перемещений жесткого тела и хорошая сходимость процессов их вычислений.

Отпадает необходимость заботиться о сдвиге спектра частот и разбираться в бесполезной информации о неточно вычисленных матриц моделей форм перемещений жесткого тела.

Данный алгоритм заложен в комплекс программ «УКДН», используемый в ГКНПЦ для расчета упругих колебаний и динамических нагрузок на разнообразные летательные аппараты, в том числе связанных нагрузок на коммерческие космические аппараты.

## Исключение пространственного движения твердого тела из уравнений движения дискретных масс динамической модели

Уравнения движения дискретных масс в общем виде можно записать следующим образом:

$$M \cdot \ddot{u} + C \cdot \dot{u} = P, \quad (1)$$

где  $M$  – матрица масс ( $n \times n$ );

$C$  – матрица жесткости ( $n \times n$ );

$P$  – матрица внешних сил ( $n \times p$ );

$u$  – столбец перемещений ( $n \times 1$ );

$n$  – число степеней свободы узлов модели;

$p$  – число внешних сил.

Диссипативные силы пока отнесены в разряд внешних. Выделим из полных перемещений перемещения модели как твердого тела

$$u = u_{тв} + u_{упр}, \quad (2)$$

где  $u_{тв}$  – перемещения узлов модели как твердого тела;

$u_{упр}$  – упругие перемещения узлов модели относительно ее перемещений как твердого тела.

Введем понятие нулевых тонов – форм перемещений модели как твердого тела относительно центра тяжести. Тогда можно записать

$$u_{мс} = f_0 \cdot u_0, \quad (3)$$

где  $f_0 (f_{0x}, f_{0y}, f_{0z}, f_{0\theta_{x0}}, f_{0\theta_{y0}}, f_{0\theta_{z0}})$  – матрица форм нулевых тонов  $(n \times k)$ ;

$u_0 (x_0, y_0, z_0, \theta_{x0}, \theta_{y0}, \theta_{z0})$  – столбец  $(k \times 1)$ ;

$x_0, y_0, z_0$  – линейные перемещения центра масс;

$\theta_{x0}, \theta_{y0}, \theta_{z0}$  – угловые перемещения в канале крена, рыскания и тангажа.

Нулевые тона  $f_0$  удовлетворяют обобщенному условию ортогональности

$$f_0^T M f_0 = M_0, \quad (4)$$

где  $M_0 = \begin{vmatrix} m & 0 \\ 0 & I \end{vmatrix};$

$m$  – суммарная масса изделия;

$I$  – центральные моменты инерции.

Обычно исходные нулевые тона  $f_0$  задаются относительно выбранной системы координат, связанной с временной «заделкой» модели, вводимой для получения матрицы податливости путем обращения матрицы жесткости. Переход к системе координат с началом в центре масс производится программным путем по известным формулам переноса начала координат.

Подставив выражение (2) в уравнения движения (1), получим:

$$M(\ddot{u}_{ynp} + \ddot{u}_{мс}) + C(u_{ynp} + u_{мс}) = P; \quad (5)$$

$$C(u_{ynp} + u_{мс}) = C u_{ynp} + C f_0 u_0, \quad (6)$$

а поскольку матрица  $C$  незакрепленной системы ортогональна перемещениям ее как твердого тела, то

$$C u_{мс} = 0 \text{ или } C f_0 u_0 = 0. \quad (7)$$

Если же система закреплена, то силы в местах закрепления могут быть отнесены к разряду внешних сил.

Таким образом, имеем

$$M \ddot{u}_{ynp} + M \ddot{u}_{мс} + C u_{ynp} = P \quad (8)$$

или

$$M \ddot{u}_{ynp} + C u_{ynp} = P - M \ddot{u}_{мс}, \quad (9)$$

причем из (3) следует  $\ddot{u}_{мс} = f_0 \ddot{u}_0$ .

Упругие перемещения свободной модели  $u_{ynp}$  должны удовлетворять условиям ортогональности к нулевым тонам, которые имеют вид



$$u_{ynp}^T M f_0 = 0; \quad (10)$$

$$f_0^T M u_{ynp} = 0 \quad (11)$$

и аналогично

$$\left. \begin{aligned} \ddot{u}_{ynp}^T M f_0 &= 0 \\ f_0^T M \ddot{u}_{ynp} &= 0 \end{aligned} \right\}. \quad (12)$$

Умножим уравнение (9) слева на  $f_0^T$  :

$$f_0^T M \ddot{u}_{ynp} + f_0^T C u_{ynp} = f_0^T P - f_0^T M \ddot{u}_{ms}. \quad (13)$$

Так как при перемещении модели как твердого тела никаких упругих сил не возникает, для свободной (незакрепленной) модели имеем

$$f_0^T C u_{ynp} = 0. \quad (14)$$

Тогда

$$f_0^T P - f_0^T M \ddot{u}_{ms} = 0 \quad (15)$$

или

$$f_0^T M \ddot{u}_{ms} = f_0^T P, \quad (16)$$

$$\ddot{u}_{ms} = f_0 \ddot{u}_0, \quad (17)$$

$$f_0^T M f_0 = M_0. \quad (18)$$

Таким образом, получаем уравнения движения изделия как твердого тела в следующем виде:

$$M_0 \ddot{u}_0 = f_0^T P. \quad (19)$$

Полная система уравнений движения модели будет

$$\left\{ \begin{aligned} M \ddot{u}_{ynp} + C u_{ynp} &= P - M f_0 \ddot{u}_0, \\ M_0 \ddot{u}_0 &= f_0^T P \end{aligned} \right. \quad (20)$$

или в виде, удобном для интегрирования

$$\left\{ \begin{aligned} \ddot{u}_{ynp} &= M^{-1} P - D u_{ynp} - f_0 \ddot{u}_0, \\ \ddot{u}_0 &= D_0 P, \end{aligned} \right. \quad (21)$$

где  $D = M^{-1} C$ ;

$$D_0 = M_0^{-1} f_0^T.$$

Таким образом, при интегрировании системы уравнений мы получаем большие перемещения изделия как твердого тела и отдельно упругие перемещения, которые значительно меньше перемещений твердого тела.

### Формулы исключения нулевых тонов из динамической матрицы

Динамической матрицей называется матрица  $D = M^{-1} C$ .

Уравнения для вычисления частот и форм колебаний закрепленной модели имеет вид

$$\frac{1}{\omega^2} f = D^* f. \quad (22)$$

Для освобожденной от закрепления модели (если освободиться от нулевых тонов) уравнения будут:

$$\frac{1}{\omega^2} f = D^* f + f_0 \alpha, \quad (23)$$

где  $f_0$  – матрица нулевых тонов ( $n \times l$ )  $l_{\max} = 6$ ;

$\alpha$  ( $6 \times 1$ ) – матрица-столбец констант.

Условия ортогональности к нулевым тонам будут:

$$f_0^T M f = 0. \quad (24)$$

Умножая уравнение (23) на  $\omega^2$ , получим выражение

$$f = \omega^2 D^* f + \omega^2 f_0 \alpha. \quad (25)$$

Подставив его в условие (24) и, сократив результат на  $\omega^2 \neq 0$ , получим

$$f_0^T M D^* f + f_0^T M f_0 \alpha = 0, \quad (26)$$

а затем, используя равенство (4), запишем:

$$f_0^T M D^* f + M_0 \alpha = 0, \quad (27)$$

откуда

$$\alpha = -M_0^{-1} f_0^T M D^* f. \quad (28)$$

Подставим выражение (28) в уравнение (23) и вынесем  $f$  за скобки. Тогда

$$\frac{1}{\omega^2} f = (D^* - f_0 M_0^{-1} f_0^T M D^*) f, \quad (29)$$

$$\text{или обозначив } D = D^* - f_0 M_0^{-1} f_0^T M D^*, \quad (30)$$

получим уравнение для свободных упругих колебаний в окончательном виде

$$\frac{1}{\omega^2} f = D f, \quad (31)$$

$$\text{где } D = (E_n - f_0 M_0^{-1} f_0^T M) D^*; \quad (32)$$

$$D^* = C^{-1} M; \quad (33)$$

$D$  – динамическая матрица свободной от закрепления динамической модели конструкции.

$$\text{Обозначим } f_0 M_0^{-1} f_0^T M D^* = (f_0 M_0^{-1})(f_0^T M D^*) = D_0; \quad (34)$$

$$f_0^T M D^* = Q. \quad (35)$$

Таким образом, динамическая матрица свободной от заделки модели будет

$$D = D^* - D_0; \quad (36)$$

$$D_0 = (f_0 M_0^{-1}) Q; \quad (37)$$

$$Q = f_0^T M D^* \quad (38)$$

или

$$D = (E_n - (f_0 M_0^{-1})(f_0^T M)) D^*; \quad (39)$$

$$D^* = C^{-1} M. \quad (40)$$

### Процесс сходимости приближений

Формы колебаний и соответствующие им частоты определяются путем последовательных приближений по формулам:

$$f^k = \omega^2 \tilde{f}_{k-1}; \quad (41)$$

$$\tilde{f}_k = D f_{k-1}; \quad (42)$$

$$\omega^2 = \frac{1}{\tilde{f}_k^T M \tilde{f}_k}, \quad (43)$$

где  $k$  – номер приближения.

После каждого приближения производится нормировка формы

$$f_k = \tilde{f}_k / \alpha; \quad (44)$$

$$\alpha = \sqrt{\tilde{f}_k^T M \tilde{f}_k}. \quad (45)$$

При этой нормировке обобщенная масса, соответствующая форме колебаний

$$M_{kp} = f_k^T M f_k = 1. \quad (46)$$

Сходимость процесса интегрирования контролируется неравенством-равенством

$$\alpha_k = \sqrt{(f_k - f_{k-1})^T M (f_k - f_{k-1})} \leq \varepsilon. \quad (47)$$

При выполнении равенства процесс заканчивается.

Этот критерий сходимости отличен от общепринятого, где обычно сравниваются два значения частоты. В некоторых случаях при плохой сходимости форм число приближений при сравнении по частоте может оказаться недостаточным.

### Использование метода одновременных итераций

Описание метода одновременных итераций дано, например, в книге Писсанеки С. «Технология разреженных матриц» [4] на стр. 258.

В случае модели, свободной от закрепления, существует  $i \leq 6$  собственных тонов, частоты которых равны нулю (нулевые тона). Поскольку в этом случае матрица жесткости вырожденная, метод одновременных итераций непосредственно не применим. Поэтому обычно используется прием сдвига спектра частот. Проиллюстрируем этот прием следующим образом.

Уравнение для нахождения собственных тонов методом одновременных итераций в общем виде можно записать

$$\lambda M F = C F. \quad (48)$$

Найдем матрицу

$$\bar{C} = C + \alpha M, \quad (49)$$

где  $\alpha = \text{const}$ .

Запишем для матрицы  $\bar{C}$  уравнение, аналогичное уравнению (48):

$$\bar{\lambda} M \Phi = \bar{C} \Phi. \quad (50)$$

Подставляя в уравнение (48) значение  $C$ , найденное из равенства (49), имеем:

$$(\bar{C} - \alpha M) F = \lambda M F \quad (51)$$

или

$$\begin{aligned} \bar{C} F &= \lambda M F + \alpha M F; \\ \bar{C} F &= (\lambda + \alpha) M F. \end{aligned} \quad (52)$$

Уравнение (52) можно привести к такому же виду, как уравнение (50), положив

$$\Phi = F, \quad \lambda + \alpha = \bar{\lambda} \quad (53)$$

$$\text{или } \lambda = \bar{\lambda} + \alpha$$

Таким образом, вычислив из уравнения (50) значения  $\Phi$  и  $\bar{\lambda}$ , находим  $\lambda$  и  $F$ . Заметим, что при использовании этого способа для определения  $n$  тонов упругих колебаний необходимо вычислить  $n + l$  собственных тонов, соответствующих измененной матрице жесткости  $\bar{C}$ , из которых  $l$  низших, бывших нулевыми, имеют кратные собственные частоты. Имеют место большой объем из-

лишних вычислений и повышенные погрешности при вычислении упругих тонов.

Далее предлагается способ исключения нулевых тонов из процесса итераций путем преобразования матрицы масс.

Для закрепленной модели имеем уравнение

$$\frac{1}{\omega^2} C^* \Phi = M \Phi. \quad (54)$$

При освобождении от закрепления полагаем

$$\Phi = \bar{\Phi} + \Phi_0 \alpha, \quad (55)$$

где  $\bar{\Phi}$  – матрица собственных форм колебаний закрепленной модели;

$\Phi_0$  – матрица форм нулевых тонов ( $n \times l$ );

$\alpha$  – столбец констант ( $l \times 1$ ).

Условие ортогональности форм упругих колебаний к формам нулевых тонов будет

$$\Phi_0^T M \Phi = 0. \quad (56)$$

Подставляя выражение (55) в уравнение (54) и (56), имеем

$$\frac{1}{\omega^2} C^* \bar{\Phi} = M \bar{\Phi} + M \Phi_0 \alpha, \quad (57)$$

$$\Phi_0^T M (\bar{\Phi} + \Phi_0 \alpha) = 0. \quad (58)$$

В последнем равенстве раскроем скобки

$$\Phi_0^T M \bar{\Phi} + \Phi_0^T M \Phi_0 \alpha = 0 \quad (59)$$

и обозначим  $M_0 = \Phi_0^T M \Phi_0$ .

Тогда

$$\Phi_0^T M \bar{\Phi} + M_0 \alpha = 0,$$

откуда найдем

$$\alpha = -M_0^{-1} \Phi_0^T M \bar{\Phi}. \quad (61)$$

Подставляя (61) в (57), получим

$$\frac{1}{\omega^2} C^* \bar{\Phi} = M \bar{\Phi} - M \Phi_0 M_0^{-1} \Phi_0^T M \bar{\Phi} = (M - M \Phi_0 M_0^{-1} \Phi_0^T M) \bar{\Phi}. \quad (62)$$

Обозначим  $M_1 = M - M \Phi_0 M_0^{-1} \Phi_0^T M = (E - M \Phi_0 M_0^{-1} \Phi_0^T) M$ .

Тогда имеем

$$\frac{1}{\omega^2} C^* \Phi = M_1 \Phi. \quad (63)$$

Уравнение (63) имеет тот же вид, что и уравнение (54); следовательно, оно может быть разрешено методом одновременных итераций, но уже без вычисления нулевых тонов.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Ильенко Ю.Е., Кулакова К.П., Овчинникова З.С., Дорошева Л.А. Комплексы программ для расчетов упругих колебаний и динамических нагрузок на конструкции летательных аппаратов: 0043П, 004Ш, П1390. Регистрационный № 469. – Отраслевой фонд алгоритмов и программ, ЦНИИМАШ.
2. Ильенко Ю.Е., Кулакова К.П. Расчетные исследования упругих колебаний и динамических нагрузок на летательные аппараты. ТВФт71 № 5.
3. Ильенко Ю.Е., Кулакова К.П., Зуев Н.Н. Расчеты упругих колебаний и динамических нагрузок ракет-носителей космических аппаратов. ТВФт 73 №4–5 (639–640), 1999.
4. Писсанецки С. Технология разреженных матриц. – М.: Мир, 1988.

### Экспериментально-аналитическая методика определения тепловых потоков на космических головных частях в полете

*К.т.н. Юрченко И.И.*

В процессе проектирования ракет космического назначения (РКН) существует проблема защиты космической головной части (КГЧ) ракеты от сильного разогрева при выведении в плотных слоях атмосферы. Головные обтекатели, защищающие полезную нагрузку, изготавливаются из легких и прочных композитных материалов. Внешняя поверхность несущей конструкции головных обтекателей, обдуваемая воздушным потоком, покрывается теплозащитными материалами для обеспечения допустимых по требованиям прочности температурных пределов.

Выбор толщины теплозащиты производится в процессе решения уравнения теплопроводности для многослойной конструкции космической головной части при условии непревышения температуры несущей конструкции значений, допустимых по прочности

$$\frac{\partial}{\partial t} T = \frac{\lambda}{\rho c} \Delta T.$$

При этом на поверхности теплозащиты задается граничное условие третьего рода, описывающее теплообмен с воздушным потоком

$$\lambda \frac{\partial}{\partial x} T = \alpha(T_r - T_w) - \varepsilon \sigma T_w^4,$$

где  $T$  – температура конструкции;

$\lambda$  – коэффициент теплопроводности;

$\rho, c$  – плотность, теплоемкость теплозащитного покрытия;

$\varepsilon$  – степень черноты поверхности теплозащиты;

$T_w$  – температура на поверхности теплозащиты;  
 $T_r$  – температура восстановления воздушного потока;  
 $\alpha$  – коэффициент теплообмена.

Решение данного уравнения невозможно без задания коэффициента теплообмена, являющегося одним из определяющих проектных параметров. Алгоритм расчета коэффициента теплообмена зависит от режима течения на поверхности космической головной части. Для турбулентной вихреобразной структуры течения значения коэффициента теплообмена на порядок выше, чем для ламинарного слоистого течения, поэтому максимальная температура, достигаемая конструкцией, в сильной степени зависит от длительности турбулентного режима обтекания в полете или от того, когда в полете начнется процесс перехода от турбулентного режима течения к ламинарному.

Ввиду сложностей расчетов коэффициента теплообмена традиционно головные обтекатели ракет покрывались теплозащитными материалами с запасом в соответствии с практическим опытом. Такой подход обеспечивал надежность пусков и подразумевал резерв массы теплозащиты на головных обтекателях.

Существующие методики расчета коэффициента теплообмена описывали лишь метод расчета некоторого максимального случая без каких-либо пояснений о возможных разбросах величины тепловых потоков, хотя известны были серьезные причины, которые могли вызвать большие отклонения величины коэффициентов аэродинамического теплообмена. К ним относятся флуктуации параметров атмосферы, а также явление турбулентно-ламинарного перехода режима течения на поверхности космических головных частей на высотах от 35 до 56 км, сопровождающееся существенным уменьшением тепловых потоков. На рис. 1 приведены в зависимости от времени расчетные значения коэффициента теплообмена на цилиндрической проставке для турбулентного и ламинарного режима течения, а также данные измерений в полетах космической головной части «Рокот». Поскольку факторы, вызывающие смену режима течения на по-

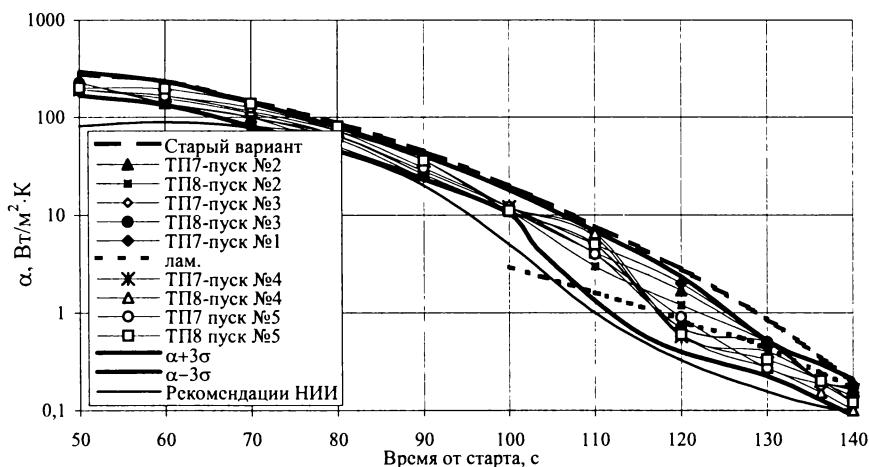


Рис. 1. Типичная зависимость коэффициента теплообмена от времени полета

верхности ракеты изучены недостаточно, и систематизированные данные в полетах ракет космического назначения отсутствовали, при проектировании ракет тепловые потоки считали по методу турбулентного пограничного слоя до тех пор, пока они превышали значения тепловых потоков для ламинарного случая, а затем пользовались расчетом для ламинарного пограничного слоя. Наряду с таким консервативным подходом существовали рекомендации НИИ, приведенные на рис. 1. Их применимость требовала проверки, так как они опирались на данные измерений в наземных лабораториях, в которых изучалось явление «прямого» ламинарно-турбулентного перехода режима течения и в условиях фоновых возмущений потока, отличающихся от полетных. Для расчетов температурных режимов ракет важен момент начала «обратного» турбулентно-ламинарного перехода, поскольку от него зависит величина максимальной температуры несущей конструкции космической головной части, которая достигается в период смены режима течения. Ошибка в учете явления перехода может привести к занижению тепловых потоков, уменьшению теплозащиты, перегреву и разрушению несущей конструкции. В течение 30 – 40 с ракета летела бы в нештатном режиме.

Для увеличения массы выводимой полезной нагрузки за счет резерва толщины теплозащиты необходима методика расчета аэродинамических тепловых потоков, удовлетворяющая как требованиям надежности, так и требованиям повышенной точности. Она должна содержать алгоритм расчета среднеожидаемой величины коэффициента теплообмена и его разбросов, поскольку величина аэродинамических тепловых потоков характеризуется большим (порядка 74%) разбросом, связанным с флуктуациями плотности и температуры в атмосфере и явлением турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое. Ввиду того, что в наземных лабораториях невозможно воспроизвести условия внешнего воздушного потока, для изучения явления турбулентно-ламинарного перехода на ракетах космического назначения необходимы получение данных летных испытаний и их анализ.

Задача летного эксперимента, порядок и схема которого предложены автором, заключалась в получении статистики величин коэффициентов аэродинамического теплообмена и его разбросов, определении моментов начала и конца перехода турбулентно режима течения на поверхностях космических головных частей различной геометрии, выводимых в широком спектре траекторий, в ламинарный.

Основой проведенной работы является также критериальный анализ, выполненный с целью выявления универсальных критериев теплообмена и разработки методов определения тепловых потоков, а также режимов обтекания конструкции космических головных частей по траектории.

Расчет параметров теплообмена (коэффициента теплообмена и температуры восстановления воздуха) проводится для отдельных точек по траектории, причем в каждой расчетной точке рассматривается задача обтекания ракеты стационарным потоком в соответствии со средними значениями плотности и температуры в нижней атмосфере. Флуктуации параметров атмосферы, в соответствии с данными российской модели атмосферы, приводят к разбросу до 25% при тур-



булентном и до 40% при ламинарном течении, что подтверждается данными летных измерений. Непосредственно после старта до высот примерно 2 км пограничный слой на корпусе ракеты является ламинарным в силу малой скорости. В полете на высотах от 2 км до 35–40 км пограничный слой на головной части становится турбулентным из-за значительного увеличения скорости, приводящего к большим числам Рейнольдса. Переходный режим обтекания имеет место от 35 км до 60 км. Выше 60 км обтекание головной части можно с уверенностью считать ламинарным в силу малой плотности. Как показано на рис. 1, переход режима течения на поверхности головной части сопровождается изменением угла наклона кривой показаний датчиков по сравнению с наклоном турбулентного течения. Концом переходной области, то есть переходом от переходного к ламинарному режиму течения в пограничном слое, считается точка излома экспериментальной кривой и приближения угла ее наклона наклоном расчетной ламинарной зависимости. Переход от турбулентного течения к переходному происходит примерно на 105–125-ой секунде полета и на 120–140-ой секунде к ламинарному.

Организация летного эксперимента по измерению тепловых потоков на ракетах космического назначения имеет специфику, связанную с обеспечением надежности и безопасности использования предназначенной для эксперимента датчиковой аппаратуры. Должны быть исключены любые поломки датчиков, отражающиеся на работоспособности систем ракет. Специфика конструкции многослойных головных обтекателей, на которые предполагалось установить датчики, не позволила использовать какие-либо датчики, разработанные в специализированных институтах (например НИИИТ), поэтому были спроектированы и изготовлены новые датчики, выдерживающие весь спектр динамических нагрузок при выведении ракет и интенсивный разогрев. Измерения аэродинамических тепловых потоков проводятся на головных обтекателях ракет «Рокот» и «Протон-М» датчиками калориметрического типа и датчиками, основанными на методе «тонкой стенки» на ракете ЖСЛВ. Для получения распределения тепловых потоков по длине космической головной части датчики при пусках ракет «Рокот» и «Протон-М» устанавливались после каждого излома образующей, причем по два датчика в одинаковых условиях. С целью исключения влияния на тепловой поток локального падения давления установка каждой пары датчиков проводилась на расстоянии более половины размера каждой проставки от излома образующей.

Оба типа полетных датчиков являются датчиками измерения температуры, поскольку датчиков непосредственного измерения аэродинамического теплового потока в условиях выведения не существует, поэтому большое внимание было уделено тарировкам, методу расшифровки и оценке точности измерений.

Прежде чем перейти к анализу результатов исследования, необходимо кратко остановиться на описании особенностей обтекания затупленных головных частей. Несмотря на то, что в полете ракет-носителей происходит процесс изменения режима обтекания головной части в целом с турбулентного на переходный и далее на ламинарный, всегда точка растекания на сфере остается ламинарной в силу малости толщины пограничного слоя. В связи с этим переход на

сфере головной части ракеты-носителя всегда является «прямым» ламинарно-турбулентным, что позволяет сравнивать летный эксперимент с любыми данными по ламинарно-турбулентному переходу. Из обзора литературы следует, что наиболее изученным на сегодняшний день является ламинарно-турбулентный переход, который был рассчитан теоретически в рамках линейной теории устойчивости: ламинарное течение на пластине после достижения числом Рейнольдса критического значения становится неустойчивым и переходит в турбулентное течение. Появившиеся экспериментальные исследования на затупленных моделях в наземных лабораториях во многих источниках показали, что переход наступал при значениях чисел Рейнольдса на порядок меньших, чем предлагала теория, причем, сразу по всей области сверхзвукового течения, то есть, непосредственно за звуковой точкой на сферическом скруглении. Явление большого различия между результатами линейной теории устойчивости и экспериментальными данными получило название «парадокса затупленного тела». При этом основным физическим механизмом турбулизации является усиление фоновых возмущений потока элементами шероховатости в области звуковой точки, где наиболее сильно влияние шероховатости и достигает максимума единичное число Рейнольдса по параметрам на границе пограничного слоя.

Данные летных экспериментов по переходу режима течения в пограничном слое на поверхностях ракет известны, к сожалению, только на острых конусах.

Результаты по переходу из различных источников приведены на рис. 2 в осях  $M_\infty$  и  $Re_\infty$  (числа Маха и Рейнольдса по параметрам на границе пограничного слоя).

Можно отметить неплохое согласование данных в свободном полете на острых конусах 2 и 1, а также в малозумных аэродинамических трубах 5 с расчетом по линейной теории устойчивости 7 и 8. Более низкими числами Рейнольдса перехода сопровождаются данные испытаний в аэродинамических трубах ЦАГИ 4 и в аэродинамических трубах США 586 точек 5 и 6 полет острых конусов ЛИИ на пороховых двигателях, что связано с сильными фоновыми возмущениями потока. Летные данные на РКН демонстрируют числа Рейнольдса перехода еще в 2 раза меньше, что можно объяснить явлением «парадокса затупленного тела», которое характеризуется более низкими числами Рейнольдса перехода. Разброс значений чисел Рейнольдса перехода также объяснить можно наличием широкого спектра и интенсивности колебаний корпуса головной части ракет космического назначения при работе маршевых двигателей первой ступени. Это факт приводит к затягиванию существования в полете РКН турбулентного режима течения, то есть высокого уровня тепловых потоков, это важный результат с точки зрения надежности.

Физический механизм турбулизации течения в полете РКН определяется наличием широкого спектра фоновых возмущений внешнего воздушного потока, связанного с работой маршевых двигателей. Шероховатость поверхности является усилителем фоновых возмущений потока. В соответствии с заключениями Реда, на затупленных наконечниках, к которым относятся КГЧ, максимальное дестабилизирующее влияние на поток оказывает шероховатость в области звуковой точке на носке.

Полет ракет происходит в условиях постоянного изменения параметров внешнего течения. Можно представить полет ракеты по траектории в виде последовательности квазистационарных временных интервалов и в пределах каждого считать постоянными параметры внешнего воздушного потока. Уменьшение плотности по траектории полета и, как следствие, уменьшение числа Рейнольдса приводит в конце концов к ситуации, когда в звуковой точке на скруглении происходит не полная турбулизация потока, а формируется зона переходного режима течения с отдельными турбулентными пятнами.

В соответствии с летными данными примерно через 3–5 секунд имеет место переход от турбулентного к переходному режиму течения по всей поверхности космической головной части (порядка 10–15 метров).

Это наблюдение позволяет использовать все летные данные для статистического определения границ переходной зоны. Можно предположить, что критерий перехода на головной части не должен зависеть от местной эффективной длины, а может быть построен по более универсальным характеристикам, используемым при исследованиях на затупленных наконечниках Реда.

Результаты летного эксперимента по исследованию границ турбулентно-ламинарного перехода рассматривались в виде зависимостей размерного коэффициента теплообмена от различных чисел Рейнольдса:  $Re_{опр}$  – построенного по определяющей температуре Эккерта,  $Re_{\infty}$  – построенного по параметрам набе-

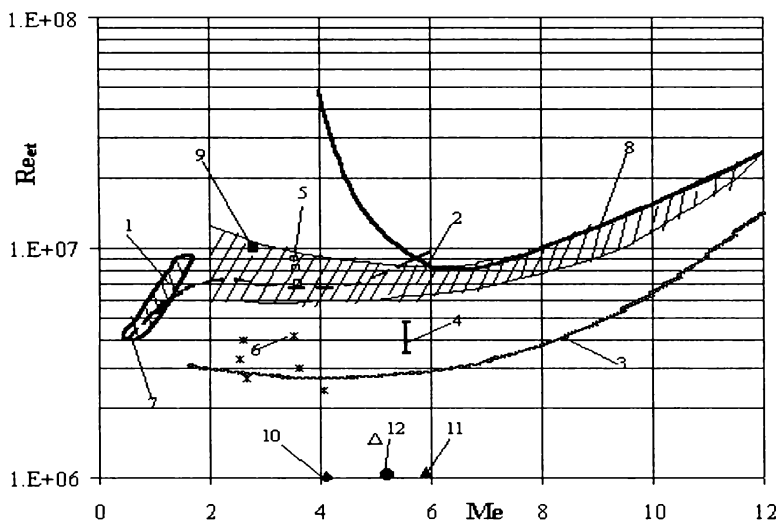


Рис. 2. Сравнение чисел Рейнольдса перехода на остром конусе с данными по переходу на головных частях ракет в полете

гающего потока,  $Re_0$  – построенного по параметрам торможения за прямым скачком и радиусу скругления,  $Re_{зв}$  – построенного по параметрам в звуковой точке на скруглении и по радиусу скругления,  $Re_{ек}$  – построенного по параметрам на границе пограничного слоя в звуковой точке сферического скругления головной части ракеты-носителя и по высоте поверхностной шероховатости. Оказалось, что момент начала переходной зоны, то есть смена турбулентного

режима течения переходным, характеризуется по всем четырем группам летных данных значением  $Re_{ek} = 20$ . При этом значении  $Re_{ek}$  число Рейнольдса  $Re_{опр}$  различается в 5 раз для различных траекторий. Анализ показал, что наилучшая корреляция всех данных летного эксперимента по началу и концу турбулентно-ламинарного перехода режима течения в пограничном слое получается при использовании числа Рейнольдса  $Re_{ek}$ , построенного по параметрам на границе пограничного слоя в звуковой точке на носке и высоте поверхностной шероховатости, которая для теплозащиты головных частей составляет 100 мкм. Этот критерий перехода числа Рейнольдса  $Re_{ek}$  и его среднеождаемое значение 20 было получено в результате критериального анализа по методу Реда, описанному ниже.

Для гладких космических головных частей был проведен анализ влияния поверхностной шероховатости на ламинарно-турбулентный переход. На рис. 3 представлены данные А. Диметриадеса, полученные им «в горле сопла» в сравнении с данными о переходе на затупленных телах Ладермана и эмпирической формулой Андерсона (PANT). Результаты измерений, приведенные на рис. 4,

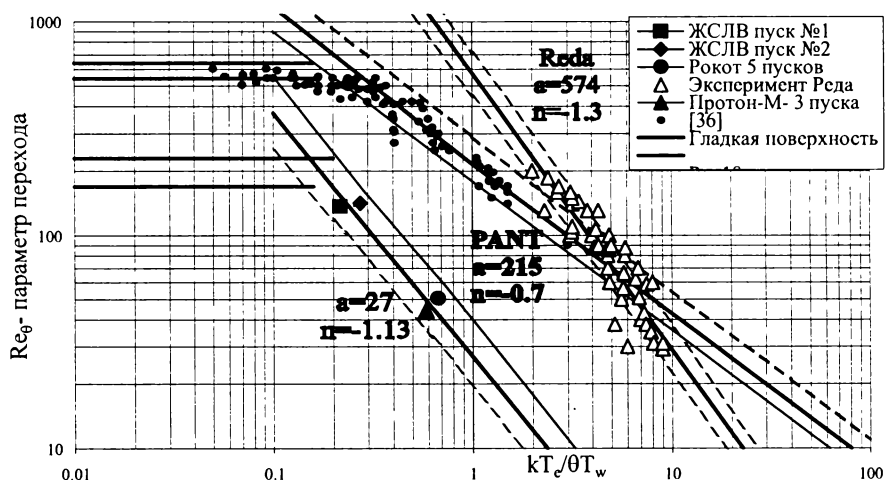


Рис. 3. Сравнение данных настоящего исследования с данными для затупленных тел, полученными в гиперзвуковых аэродинамических трубах, с программой PANT и с данными на баллистических трассах Реда

показывают, что при больших значениях параметра шероховатости  $\frac{k}{\theta} \frac{T_e}{T_w}$  дан-

ные А. Диметриадеса хорошо согласуются с данными других авторов. При стремящейся к нулю поверхностной шероховатости предельное значение числа Рейнольдса  $Re_\theta$  у Диметриадеса, вычисленное по толщине потери импульса на теплоизолированной плоской пластине, установленной в рабочей части сопла при числе Маха 3, оказалось равным 600. На рис. 3 приведены также данные летного эксперимента настоящей работы. Каждая из четырех точек представляет собой осредненное по нескольким измерительным точкам значение для одной

ракеты-носителя, запущенной от одного до нескольких раз по одинаковой траектории, а пунктирные прямые соответствуют разбросу  $\pm\sigma$ . По данным рис. 3, можно сделать вывод о том, что в полете турбулентно-ламинарный переход режима течения в пограничном слое наступает при числах Рейнольдса  $Re_\theta$ , на порядок меньших, чем в наземных экспериментах происходит ламинарно-турбулентный переход. Проводя аналогию между данными наземных экспериментов и летными данными, можно предположить, что и при турбулентно-ламинарном переходе в условиях стремящейся к нулю высоты поверхностной шероховатости число Рейнольдса перехода достигает некоторого предельного значения. При этом предельное число Рейнольдса турбулентно-ламинарного перехода в полетах ракет составляет  $Re_\theta = 200$ . Это значение можно считать максимальным значением числа Рейнольдса при турбулентно-ламинарном переходе в условиях сильных фоновых вибрациях на гладких головных частях.

Критериальное исследование явления перехода сводится к решению двух задач:

- выбор метода построения критического числа Рейнольдса, по которому происходит наилучшая корреляция различных экспериментальных данных по переходу режима течения в пограничном слое;
- определение значения критического числа Рейнольдса, при котором происходит переход режима течения в пограничном слое.

В работах Андерсона по программе PANT, Дерлинга, Ладермана, Ван-Дриста, Финсона, Реда количественное описание ламинарно-турбулентного перехода режима течения в пограничном слое на сферически скругленных моделях как в аэродинамических трубах, так и на баллистических трассах производится путем применения способа построения зависимости параметра перехода на основе числа Рейнольдса по параметрам на границе пограничного слоя и по толщине потери импульса  $Re_\theta$  в звуковой точке на сфере от возмущающих факторов в виде функции

$$(\text{параметр перехода}) = A(\text{возмущающий фактор})^n,$$

где  $A$  – и есть критическое значение числа Рейнольдса. В случае, если удастся получить значение числа  $n$  близким к 1, то после несложных преобразований получится некоторое постоянное значение числа Рейнольдса перехода

$$Re_{\text{перехода}} = (\text{параметр перехода}) \cdot (\text{возмущающий фактор}) = A = \text{const}.$$

В работах Реда рассмотрены следующие варианты таких зависимостей:

$$\text{формула Реда: } Re_\theta = A[k/\theta]^n; \quad (1)$$

$$\text{формула PANT: } Re_\theta = A[kTw/\theta T_e]^n; \quad (2)$$

формула Ван-Дриста:

$$\frac{Re_\theta}{(T'/T_e)} = A[k/\theta]^n, \quad T'/T_e = 1 + 0.9(T_w/T_e - 1) + 0.048M_e^2; \quad (3)$$

$$\text{формула Дерлинга: } Re_{\theta w} = A[\rho_k u_k k / \rho_e u_e \theta]^n. \quad (4)$$

Как показано на рис. 4, наилучшая корреляция данных летного эксперимента на ракетах космического назначения получена при использовании зависимости (1). При этом критерием перехода является число Рейнольдса  $Re_{ek} = [\rho_e u_e k / \mu_e]_{TR} = 18$ , построенное по высоте поверхностной шероховатости и параметрам потока на границе пограничного слоя в звуковой точке, что очень близко к среднему значению 20 по результатам статистической обработки летных данных.

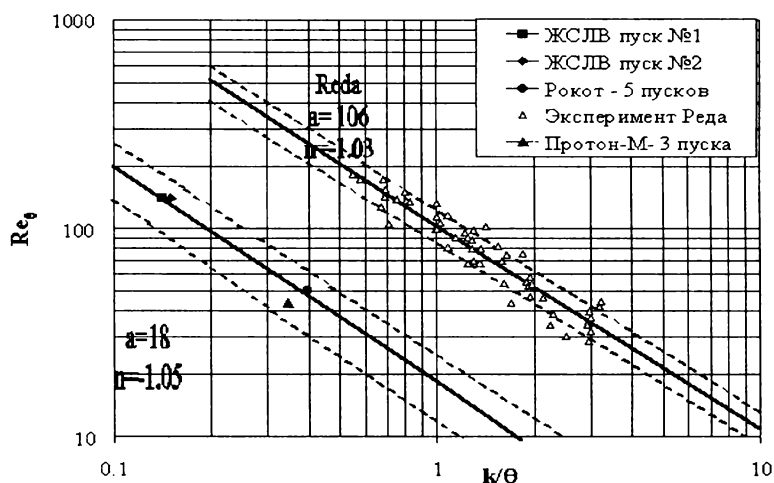


Рис. 4. Сравнение данных летного эксперимента с данными испытаний по баллистической трассе Реда

Для каждой траектории и КГЧ по данным летных измерений были определены средние, максимальные и минимальные значения коэффициента теплообмена  $\alpha$ . На рис. 5 представлены в качестве примера восстановленные по показаниям датчиков на цилиндрических поверхностях при пусках ракеты космического назначения «Рокот» значения коэффициентов теплообмена  $\alpha$  в зависимости от числа Рейнольдса  $Re_{ek}$ .

Коэффициент теплообмена  $\alpha$  при выведении ракет космического назначения для конических и цилиндрических проставок головной части, согласно рекомендациям В.С. Авдеевского, можно рассчитать по формулам для пластины в потоке с учетом выбора для каждой расчетной точки на поверхности головной части  $X_{эфф}$  – эффективной длины пластины в качестве характерного размера. Среди многочисленных способов расчета параметров сжимаемого пограничного слоя существует метод введения «эффективной» температуры, к которой могут быть отнесены все физические константы. Основная идея этого метода состоит в том, что законы трения, полученные для несжимаемого течения, сохраняются и для сжимаемого течения, если только для плотности и коэффициента вязкости ввести их значения, соответствующие подходящим образом выбранной эффективной температуре  $T_{эфф}$ . Метод введения новой эффективной температуры был применен в настоящей работе.

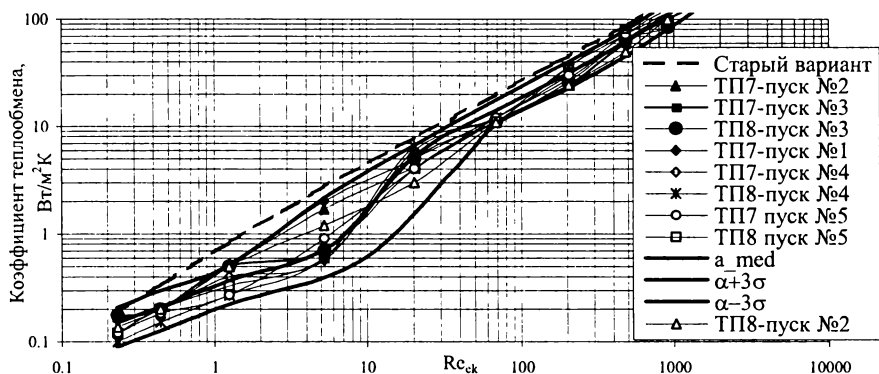


Рис. 5. Среднеождаемые, минимальные и максимальные значения коэффициентов теплообмена в соответствии с разработанной методикой в сравнении со старым вариантом расчета на примере ракеты «Рокот»

Для удобства выбора новой эффективной температуры значения коэффициента теплообмена для каждой группы экспериментальных данных были пересчитаны в безразмерный критерий теплообмена – число Нуссельта  $Nu_{опр}$  при использовании определяющей температуры Эккерта. Далее для каждой траектории (группы экспериментальных данных) проведен подбор новой эффективной температуры  $T_{eff}$ , при использовании которой число Нуссельта  $Nu_{eff}$  совпадет со среднеождаемым при чисто турбулентном и чисто ламинарном режиме течения в пограничном слое, полученным из результатов летных измерений. Результаты расчетов приведены на рис 6. Использование  $T_{eff}$  число Нуссельта  $Nu_{eff}$  делает универсальным для всех траекторий.

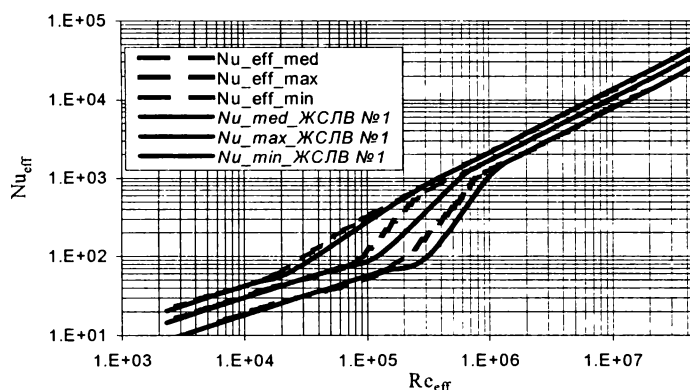


Рис. 6. Значения среднеождаемых, максимальных и минимальных коэффициентов теплоотдачи с учетом  $3\sigma$  числа Нуссельта  $Nu_{eff}$  для первого пуска ракеты ЖСЛВ и пяти пусков ракеты «Рокот» с учетом границ перехода в зависимости от числа Рейнольдса  $Re_{eff}$

На рис. 6 приведены значения среднеождаемых, максимальных и минимальных коэффициентов теплообмена для пусков ракеты «Рокот» и первого пуска ракеты ЖСЛВ в виде функции числа Рейнольдса  $Re_{eff}$  по эффективной температуре  $T_{eff}$ , которые не коррелируют для различных траекторий по тур-

булентно-ламинарному переходу режима течения в пограничном слое. Поэтому графики для разных ракет в переходной зоне смещены относительно друг друга.

Разброс показаний датчиков аэродинамического теплового потока внутри каждой группы экспериментальных данных для чисто турбулентного и ламинарного режимов течения в пограничном слое объясняется следующими факторами:

1) вариации плотности и температуры в нижней атмосфере для различных широт могут привести к разбросу в пределах  $3\sigma$  значений коэффициента теплообмена: для турбулентного режима течения 23,6 %, для ламинарного режима течения – 40%;

2) погрешность расшифровки датчиков составляет 3% и 5% для датчиков по методу «тонкой стенки» и калориметров соответственно;

3) траекторные отклонения значений высоты могут привести к погрешности в значениях коэффициента теплообмена с учетом  $3\sigma$  – 2,5 %, скорости – 1%.

Анализ кривых среднеожидаемых, максимальных и минимальных коэффициентов теплообмена показал, что разброс значений коэффициентов теплообмена составляет:  $3\sigma = 0,27$  при турбулентном режиме течения в пограничном слое;  $3\sigma = 0,42$  при ламинарном режиме течения в пограничном слое.

Помимо перечисленных выше факторов огромное влияние на разброс величин коэффициентов теплообмена оказывает момент начала и конца перехода режима течения в пограничном слое из турбулентного в ламинарный.

В результате исследования критерием для определения начала и конца переходной зоны является число Рейнольдса,  $Re_{ek} = [\rho_e u_e k / \mu_e]_{TR}$ , построенное по параметрам на границе пограничного слоя в звуковой точке на носке и высоте поверхностной шероховатости. Критерий перехода для гладких головных частей (число Рейнольдса  $Re_\theta = 200$ ) позволяет проводить расчеты независимо от шероховатости поверхности.

По результатам обработки 66 измерительных точек среднеожидаемое значение числа Рейнольдса  $Re_{ek}$  начала перехода из турбулентного режима течения в ламинарный составило 20, конца перехода – 4. Разброс  $Re_{ek}$   $\sigma$  составил 4,65. Среднеожидаемое, максимальное и минимальное значение коэффициента теплообмена определяется в зависимости от запаса от 1 до  $3\sigma$  отрезком прямой, соединяющей турбулентное значение при  $Re_{ek}$  начала перехода и ламинарное значение при  $Re_{ek}$  конца перехода. Экспериментально-аналитическая методика расчета тепловых потоков для цилиндрических поверхностей затупленных головных частей ракет космического назначения на основе числа  $Nu_{eff}$  и выявленного критерия турбулентно-ламинарного перехода  $Re_{ek}$  позволяет уточнить максимальные значения коэффициентов теплообмена и сэкономить десятки килограммов веса КГЧ.

Метод построения на основе летных данных эффективной температуры  $T_{eff}$  позволил сделать безразмерный критерий теплообмена число Нуссельта  $Nu_{eff}$  универсальным для любых головных частей, выводимых по произвольным траекториям.



## **Математические модели – основа успешного проектирования и эксплуатации изделий ракетно-космической техники**

*Д.т.н. Владимирова А.В., Коровой А.И., Притыкин А.Ю., Ветлов В.И.,  
Ганзен Н.Г., к.т.н. Шлуинский Ю.Т.*

Разработка математических моделей объектов управления и прогнозирования технических характеристик и параметров полета лежат в основе успешного проектирования новых объектов ракетно-космической техники и надежной эксплуатации существующих ракет-носителей, космических станций и космических аппаратов.

Фундаментальные законы и модели пространственного движения летательных аппаратов разработаны известными русскими учеными, основоположниками теории и практики полетов в космическое пространство (К.Э. Циолковский, Ф.А. Цандер, М.В. Келдыш, А.Ю. Ишлинский, Л.И. Седов, Г.С. Нариманов, В.И. Феодосьев, К.С. Колесников и др.).

В нашей организации, которая в течение всего периода своего существования находится на передовых рубежах авиа-, а затем ракетостроения, эти фундаментальные работы были творчески развиты и адаптированы к практическому применению для всего широкого спектра разрабатываемых изделий (РН тяжелого и легкого класса, станций «Салют», «Алмаз», «Мир», модулей 20-тонного класса «Квант», «Кристалл», «Природа», «Спектр»).

Современный этап развития страны и отрасли потребовал от фирм-разработчиков изделий ракетно-космической техники высокой интенсивности разработок новых проектов, решения задач, направленных на постоянное повышение энергетических и точностных характеристик с сохранением высокой надежности запусков.

Проведена модернизация РН «Протон», разработаны кислородно-водородный разгонный блок – 12 КРБ, модули для международной космической станции «Заря» и «Звезда», разгонные блоки «Бриз-М», «Бриз-КМ». В стадии разработки семейство РН по теме «Ангара», ведутся работы по контракту с Южной Кореей – KSLV.

Свой вклад в решение этих задач вносят расчетно-проектные отделы КБ «Салют» за счет разработки более точных моделей объектов управления, максимально учитывающих всю совокупность взаимовлияющих факторов и свойств отдельных узлов и агрегатов, работающих в широком диапазоне внешних возмущающих воздействий.

Если условно разделить на этапы процесс выведения на орбиту космического аппарата или космической станции, выделить участки полета ракеты-носителя, разгонного блока, орбитальной станции, то для каждого из этих участков будет характерна своя совокупность математических моделей, используемых для расчетов баллистики и динамики полета (рис. 1).

По результатам расчетов, выполненных по разработанным моделям, принимаются проектно-конструкторские решения, математические модели являются технической основой для разработки систем управления, на их базе строятся

стратегии и циклограммы управления космическими аппаратами и орбитальными комплексами.

В качестве иллюстрации на рис. 2 показана типовая схема сближения и стыковки ТКС и МКС, разработанная совместно с БНО ЦУП.

Математические модели объектов управления органически связывают в единое целое двигательные установки и конструкцию корпуса, топливные баки и магистрали, исполнительные механизмы и систему управления с ее приборами навигации, ориентации и стабилизации.

Безусловно, успех любого запуска обеспечивается четкой и точной работой систем управления. В течение многих лет мы успешно работаем вместе со специалистами фирм – головных разработчиков систем управления – ФГУП НПО ЦАП, НПО «Хартрон-Аркос», МОКБ «Марс».

Совместно с ними решаются задачи обеспечения устойчивости и управляемости полета, формирования полетной циклограммы, определения баллистических, точностных и энергетических характеристик средств выведения и орбитальных блоков.

Типовая расчетная схема взаимодействия СУ с элементами РКН в одном из каналов стабилизации приведена на рис. 3.

Наличие современных быстродействующих и высокоточных средств управления позволяет также повысить надежность пусков, обеспечивая парирование в полете отказавшего агрегата.

Так, например, для изделия «Протон» сначала на математических моделях была показана возможность парирования в полете отказа рулевого привода первой ступени. Был разработан алгоритм идентификации отказа и парирования его последствий работающими средствами управления ракеты «Протон-М». Этот алгоритм практически подтвердил свою эффективность при запуске одного из КА (рис. 4).

Работа с зарубежными заказчиками также вносит свои особенности в процесс проектирования, прогнозирования выполнения требований к пуску, формам взаимодействия со смежными организациями. В нашей практике можно выделить два вида характерных работ – выполнение заказа Индии на разработку уникального кислородно-водородного разгонного блока и обеспечение запусков зарубежных космических аппаратов на заданные орбиты.

В работе над индийским заказом разработчиком системы управления полетом разгонного блока был определен институт VSSC, ISRO, расположенный в г. Тривандруме. Международный язык математических моделей и формул позволял быстро находить взаимопонимание с индийскими специалистами даже в тех случаях, когда еще существовал языковой барьер.

Разработанные формы взаимодействия позволили успешно решить задачи пусков криогенных блоков. Созданные для разработки системы управления блоком 12 КРБ динамические схемы полета на активном участке полета и после отделения КА «GSAT-F01» позволили своевременно провести комплексное моделирование полета совместно с системой управления, что, в свою очередь, позволило правильно выбрать настройки коэффициентов СУ, обеспечивших адекватное управление блоком.

Одним из показателей качества моделей полета (включающих в себя модель РБ и СУ) является сравнение прогнозируемых до пуска динамических параметров и фактических, замеренных в процессе полета.

Сравнительные данные прогноза и реальных телеметрических сигналов для отклонений рулевых приводов верньерных двигателей изделия 12 КРБ приведены на рис. 5.

Как видно из графиков, математические модели и прогноз динамики полета оказались верными.

При этом в качестве примера, характеризующего необходимость комплексного подхода при моделировании полета криогенного блока с кислородно-водородным двигателем, может служить решение задачи ограничения внутрибакового давления в процессе полета в невесомости и при действии на объект изменяемых возмущений. Существующая реальная опасность разрыва бака водорода потребовала разработки модели полета, учитывающей динамику блока, гидродинамику топлива в баках, динамику теплообмена и изменения давления, переменные возмущающие факторы от двигательной установки и системы пневмогидроснабжения. Целями исследований были обеспечение несоударений разгонного блока с космическим аппаратом после их разделения и ограничение давления в баке водорода в условиях действия совокупности нечетко определяемых возмущающих факторов. Такая комплексная модель была создана, разработана программа расчетов, проведено имитационное моделирование, и сформирована циклограмма полета, обеспечившая требуемое ограничение давления в баке.

Пример расчетов, выполненных с целью обеспечения безударности для всей совокупности разброса параметров, приведен на рис. 6.

Фактическое изменение давления в баке водорода приведено на рис. 7.

Выход фирмы на мировой рынок услуг по выведению космических аппаратов на заданные орбиты внес также ряд дополнительных факторов, которые потребовали разработки новых моделей, расчетных схем, алгоритмов и программ, обеспечивших возможность решения совместных технических задач с зарубежными партнерами. Хочется отметить высокую квалификацию наших технических специалистов, которые практически демонстрируют ведущую роль России в этой области. Ведь только обладая глубокими теоретическими и практическими знаниями можно было в столь короткие сроки разработать и внедрить новые расчетные модели и программы, обеспечившие успешное выведение космических аппаратов. Работа эта проходила в условиях действующих ограничений со стороны США по передаче технологий. При этом высокие требования, предъявляемые заказчиками к параметрам выведения космических аппаратов, вступали в противоречие с отсутствием адекватных моделей КА и отсутствием информации о внутрибаковых устройствах, что усложняло разработку моделей КА нашими специалистами. Пришлось самим разрабатывать динамические модели зарубежных космических аппаратов, искать способы их верификации и таким образом решать задачи обеспечения устойчивого полета на этапе выведения, а также задачи выполнения целого ряда требований заказчика по тепловым режимам, освещенности, динамическим параметрам КА после отделения от разгонного блока.

Как показала практика, нам удалось найти правильные решения, разработать достоверные математические модели и обеспечить реализацию требований заказчика и наших прогнозов на практике. Все запуски были осуществлены с заданной заказчиком точностью и полностью соответствовали требованиям к динамике КА после отделения его от разгонного блока.

Весьма важным является обеспечение успешного функционирования космических аппаратов на орбите. В задачи моделирования процессов входят как исследование динамических свойств непосредственно КА, так и проблемы управления аппаратом, моделирование его пространственного положения и ориентации. В качестве примера решения такой комплексной задачи может быть представлен процесс моделирования динамики КА «Монитор-Э», предназначенного для дистанционного зондирования Земли.

Структурная схема расчетной модели и пример реализации одного из режимов работы КА на орбите – режима сканирования приведены на рис. 8 и 9.

Режим кругового сканирования предназначен для съемки линии горизонта аппаратурой, жестко связанной с корпусом космического аппарата. Угловое движение аппарата в этом случае представляет собой вращение вокруг оси, заданной в связанной с космическим аппаратом системе координат, причем данная ось вращения сохраняет свое положение относительно орбитальной системы координат (направлена в надир). При этом линия визирования описывает окружность по линии горизонта Земли. Продолжительность вращения составляет 10 мин. На рисунках представлено:

$t = 30$  с – космический аппарат находится в исходной орбитальной ориентации;

$t = 385$  с – пространственный разворот осью вращения в надир;

$t = 460$  с... $460 + 10$  мин – вращение со скоростью  $2^\circ/\text{с}$  вокруг оси, направленной в надир.

26 августа 2005 года КА «Монитор-Э», впервые разработанный ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, успешно выведен на заданную орбиту, и получены первые результаты – снимки поверхности Земли.



Рис. 1

## СХЕМА СБЛИЖЕНИЯ И СТЫКОВКИ КА С МКС

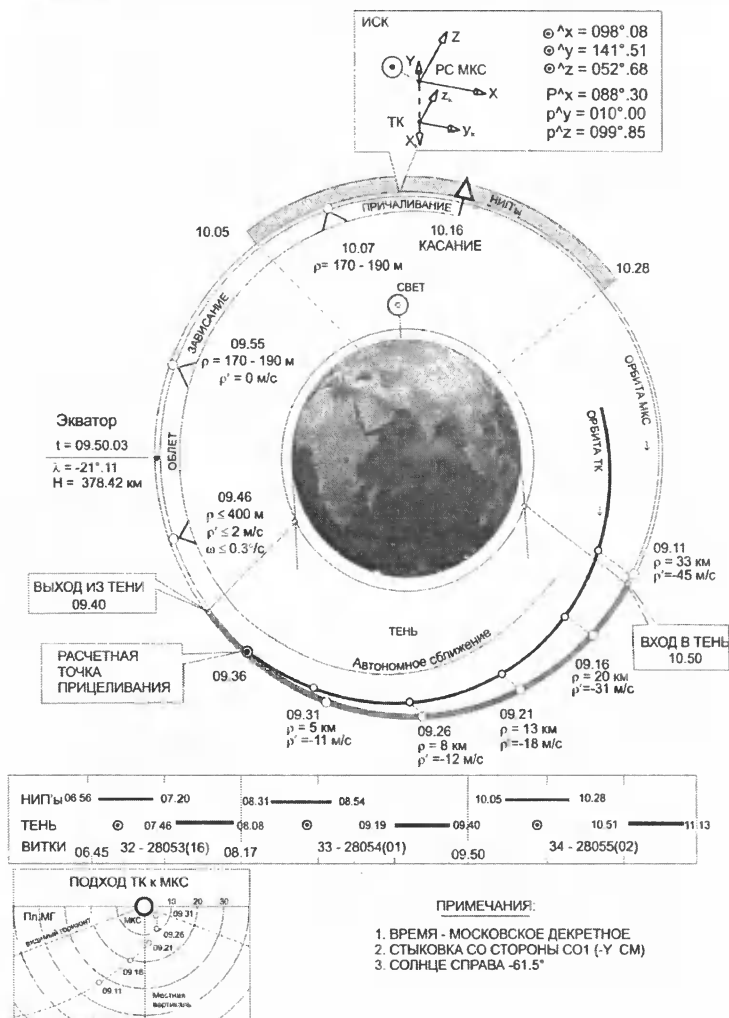


Рис. 2

# Взаимосвязь различных моделей при моделировании пространственного движения РН как твёрдого тела

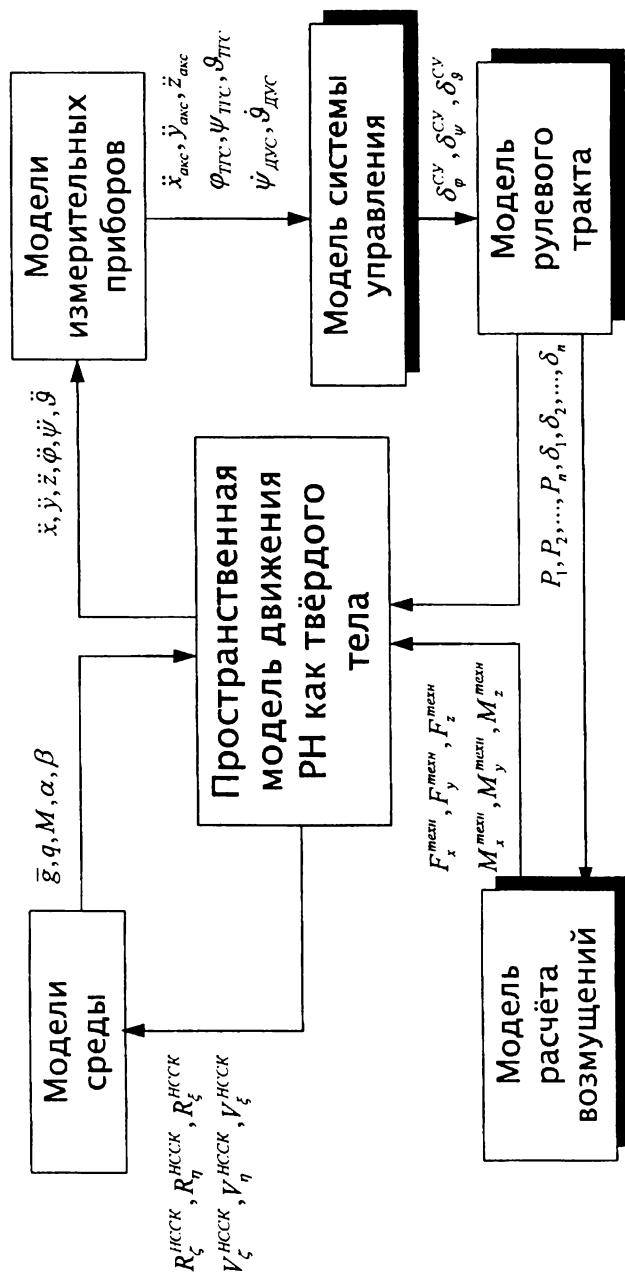


Рис. 3

**Динамика движения РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» и КА  
(пуск 16 июня 2004 г.). Отказ 5-й рулевой машины на 1-й ступени**

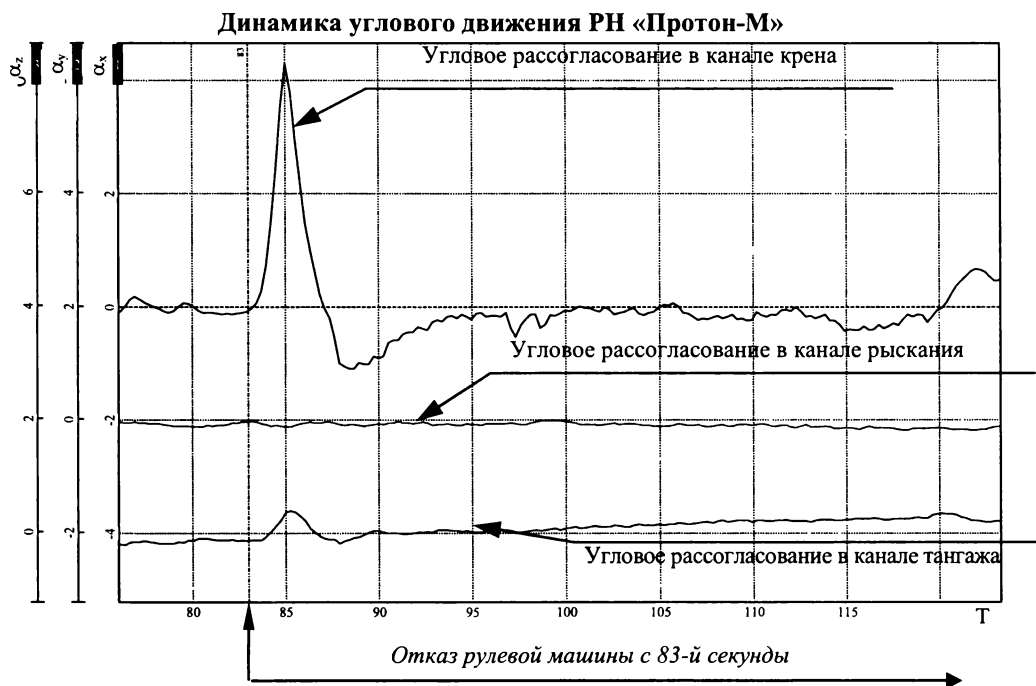
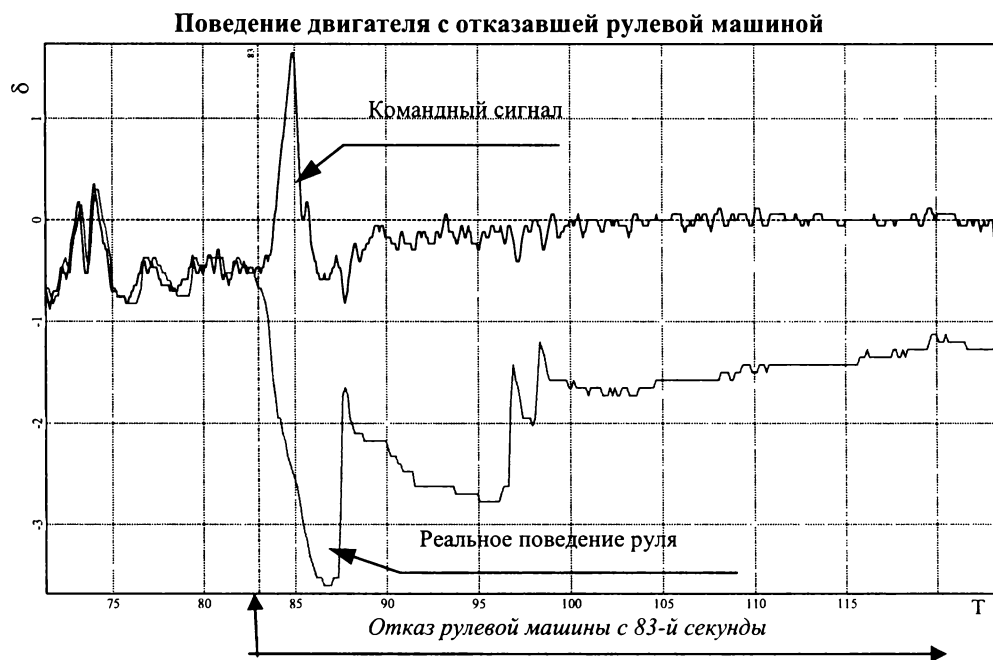


Рис. 4



**Отклонение приводов рулевых двигателей. Прогноз и телеметрия**  
**(пуск 20 сентября 2004 г.). Выведение КА «GSAT-F01»**

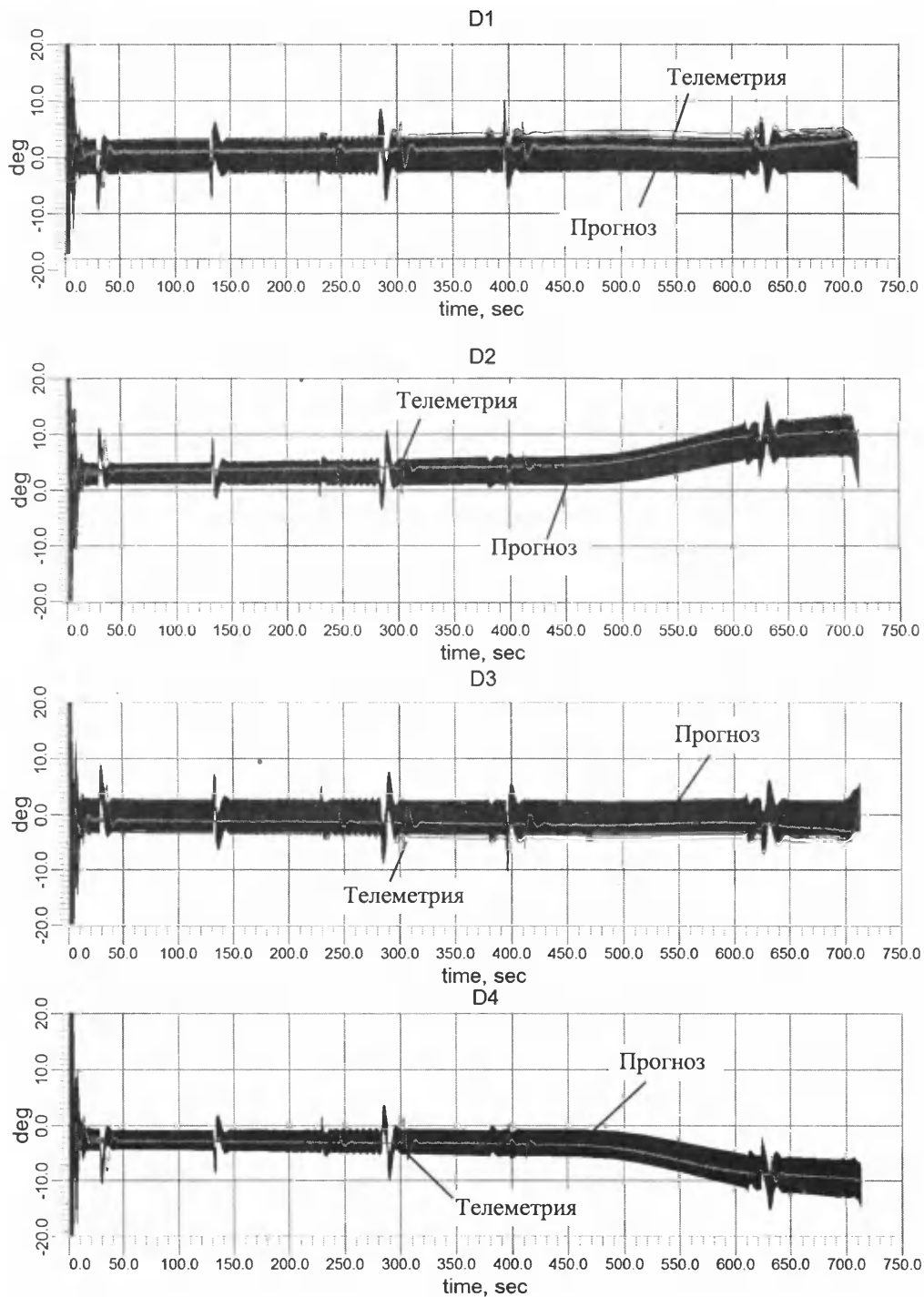


Рис. 5

**Моделирование процесса увода КРБ от КА после разделения  
с учетом вариаций параметров в пределах заданных ограничений.  
Отображение на координатной плоскости расстояния между КА и КРБ**

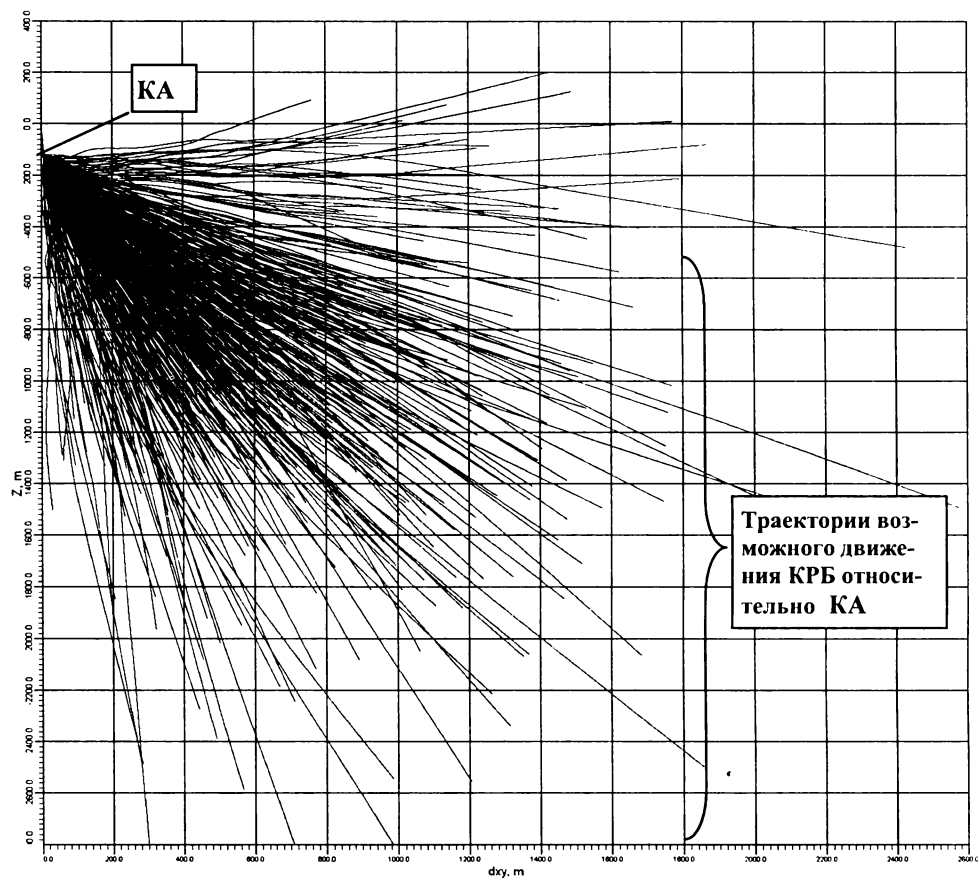


Рис. 6

**Изменение давления в баке водорода 3Л12КРБ. Прогноз и телеметрия  
(пуск 20 сентября 2004 г.). Выведение КА «GSAT-F01»**

**Предельно допустимое давление в баке водорода**

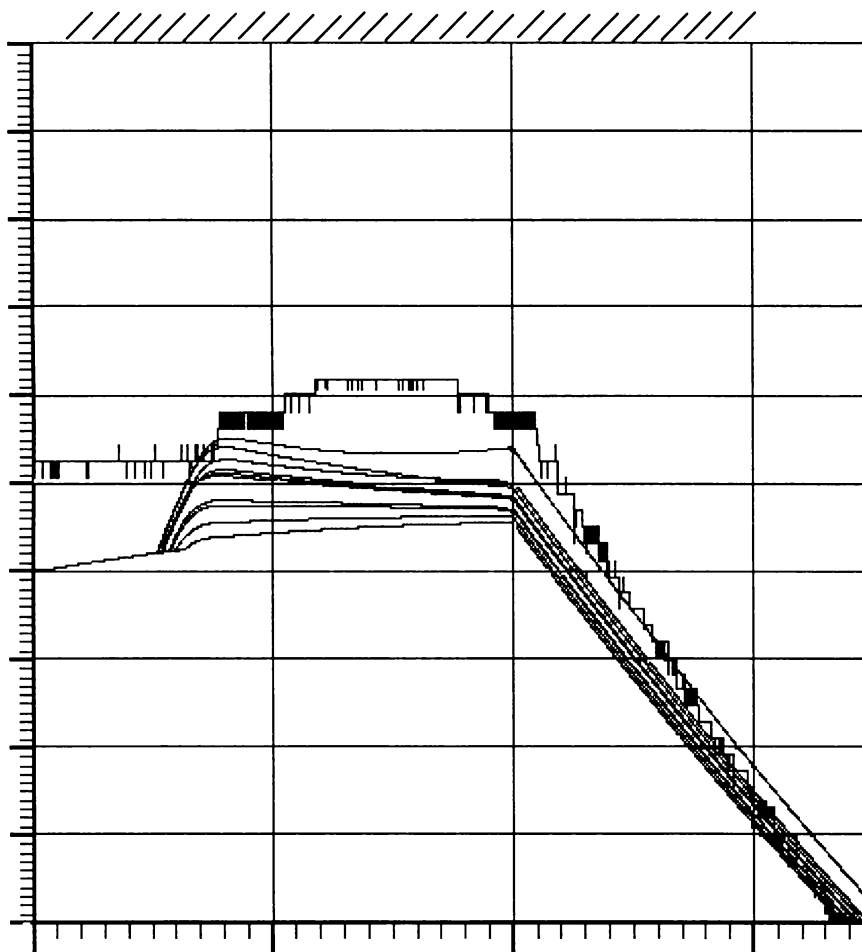


Рис. 7

## Структурная схема модели для исследования динамики движения космического аппарата дистанционного зондирования Земли

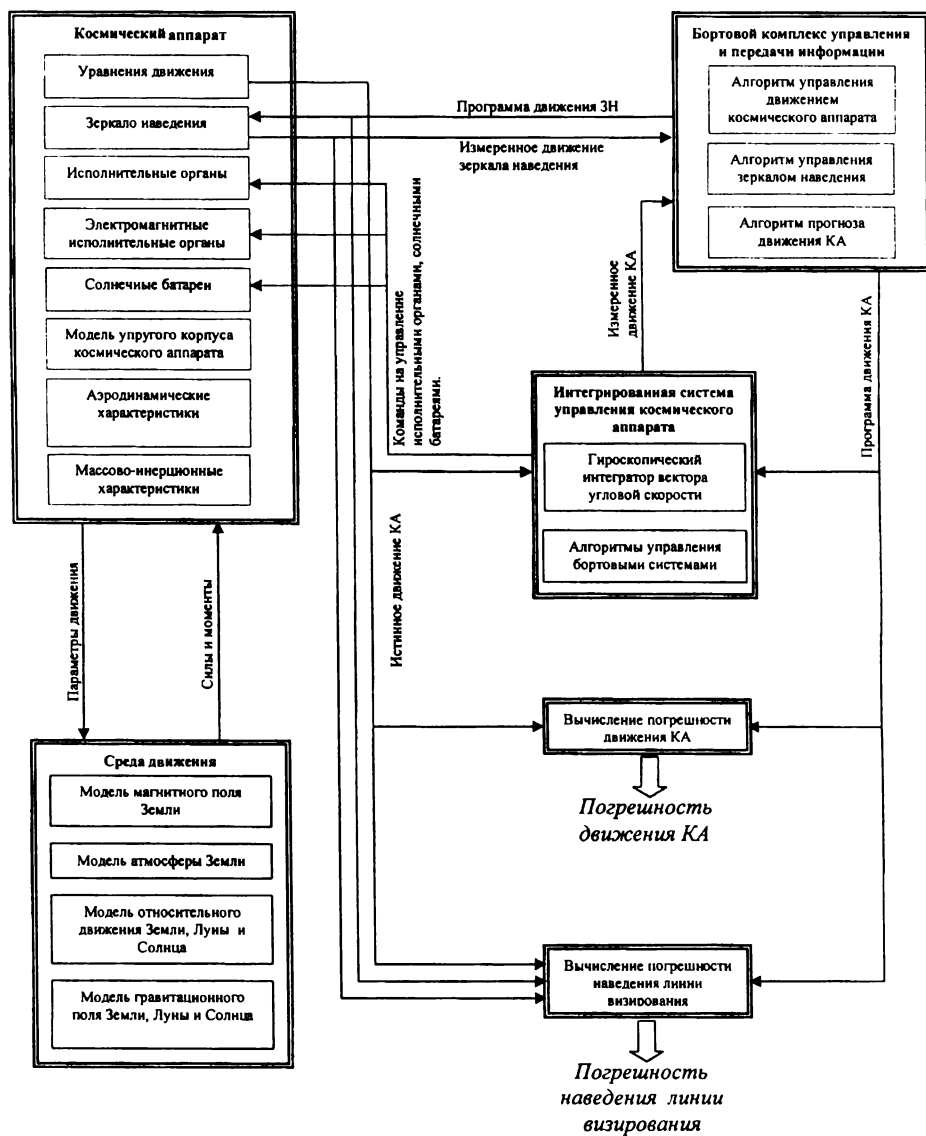


Рис. 8



Рис. 9

## Некоторые аспекты обеспечения безаварийной эксплуатации изделий РКТ

*Д.т.н. Владимиров А.В.*

Одним из важнейших показателей уровня разработки изделий ракетно-космической техники (РКТ), наряду с энергетическими и точностными характеристиками, является ее безаварийная эксплуатация.

Решение этой задачи затрагивает всю совокупность мероприятий программы обеспечения надежности, отработки алгоритмов и эксплуатационной документации. При этом многие вопросы тесно связывают работу и характеристики агрегатов изделия с работой системы управления полетом.

В связи с тем, что в отечественной практике ракетостроения ракеты разрабатываются одними организациями, а системы управления для них – другими, представляется целесообразным рассмотрение некоторых аспектов затронутой проблемы безаварийной эксплуатации, решение которой связано с возложением на СУ дополнительных функций по обеспечению безаварийного полета в случае возникновения отказов (нештатных ситуаций). Также в кругу этих вопросов находится задача минимизации ущерба в случае необходимости прекращения полета.

Помимо высоких требований, предъявляемых к системам управления в связи с необходимостью решения поставленных задач идентификации в полете возможных отказов, их парирования и минимизации ущерба, необходимы наличие возможности влиять на процесс полета имеющимися бортовыми средствами, а также высокая достоверность и точность знания динамических свойств отдельных узлов, агрегатов и изделия в целом.

Задача обеспечения безаварийных полетов решается на разных этапах создания и эксплуатации ракет-носителей (РН), разгонных блоков (РБ) и космических аппаратов (КА).

Основы этого закладываются на этапе проектных работ в виде резервирования элементов, создания избыточности по управляемости, то есть запасов управляемости и запасов прочности элементов конструкции, установки необходимой бортовой вычислительной информационно-измерительной системы и т.д.

Следует заметить, что в ракетной технике имеются агрегаты и механизмы, которые не могут быть резервированы, например двигатели и рулевые приводы. Это обстоятельство усложняет процесс обеспечения безаварийных пусков (известны случаи отказов двигательных установок и рулевых приводов).

На этапе изготовления узлов и элементов конструкции помимо проведения обязательных статических и динамических испытаний (автономных испытаний) узлов и агрегатов, подтверждающих их работоспособность при заданных видах нагружений, очень важен комплекс экспериментальных исследований, направленный на верификацию математических моделей, описывающих динамические свойства объекта управления в полете.

И, безусловно, на этапе подготовки к пуску, важнейшую роль в обеспечении успешного полета играет комплекс работ, направленный на проверку готовности

системы управления (СУ) – отработка СУ на автономных и комплексных стендах, стендах полунатурного имитационного моделирования полета, проверки на технической и стартовой позиции, включая сверку и контроль ввода полетного задания.

Схематически решение задачи обеспечения безаварийных пусков на разных этапах создания и эксплуатации изделий РКН показано на рис.1

Рассматривая этап проектных работ, следует отметить, что решение комплексной задачи означает и возможное наличие противоречий в оптимальной реализации одним комплектом управляющих органов и средств различных целевых функций.

Например, при модернизации одной из ракет-носителей тяжелого класса, которая прежде всего заключалась в создании новой системы управления на участке полета 1-й ступени, перед ФГУП НПОЦАП – разработчиком СУ ставились следующие задачи (которые были успешно решены, что уже подтверждено 10 пусками РН):

- 1) обеспечение точного выведения в заданную область с максимальными энергетическими характеристиками;
- 2) обеспечение устойчивого и управляемого полета;
- 3) приведение отработавшей ступени в заданную область;
- 4) обеспечение наиболее полной выработки топлива из баков за счет системы управления расходом;
- 5) ограничение нагрузок на РН до заранее заданных предельных величин;
- 6) обеспечение успешного завершения полета в случае отказа одной из 6 рулевых машин двигателей 1-й ступени;
- 7) автоматическая идентификация аварийной ситуации и минимизация ущерба в случае аварии.

Даже этот, далеко не полный, перечень задач показывает, что выполнение пп. 1, 3 и 4 очевидно должно быть увязано между собой. Реализация п. 5 приводит к необходимости реализации разных программ выведения с терминальным наведением на конечном интервале времени полета, т.е. влияет на пп.1, 3, 4 и, кроме того, связана с пп.6 и 2 – т.е. закон управления, обеспечивающий снижение нагрузок, должен реализовываться и при отказавшем любом рулевом приводе с сохранением управляемого и устойчивого полета (что ограничено предельными возможностями исполнительных органов управления).

Идентификация на борту аварийной ситуации (п. 7) должна происходить с учетом выполнения всех перечисленных ранее задач, и система управления не должна вырабатывать аварийную команду на выключение двигателей в случаях изменения динамических параметров полета, обусловленных работой контура ограничения нагрузок и возможного отказа рулевого привода.

Нет необходимости углубляться в многочисленные особенности сложной бортовой реализации перечисленных задач для понимания того, что успешное их решение требует детального знания свойств всех элементов объекта управления и детального математического описания их статических и динамических характеристик. Конечно же это утверждение относится ко всем изделиям РКТ, включая РБ, КА и космические станции. Именно поэтому исследования различ-

## Проведение работ по снижению вероятности аварии в полете РКН на разных этапах создания и адаптации изделий

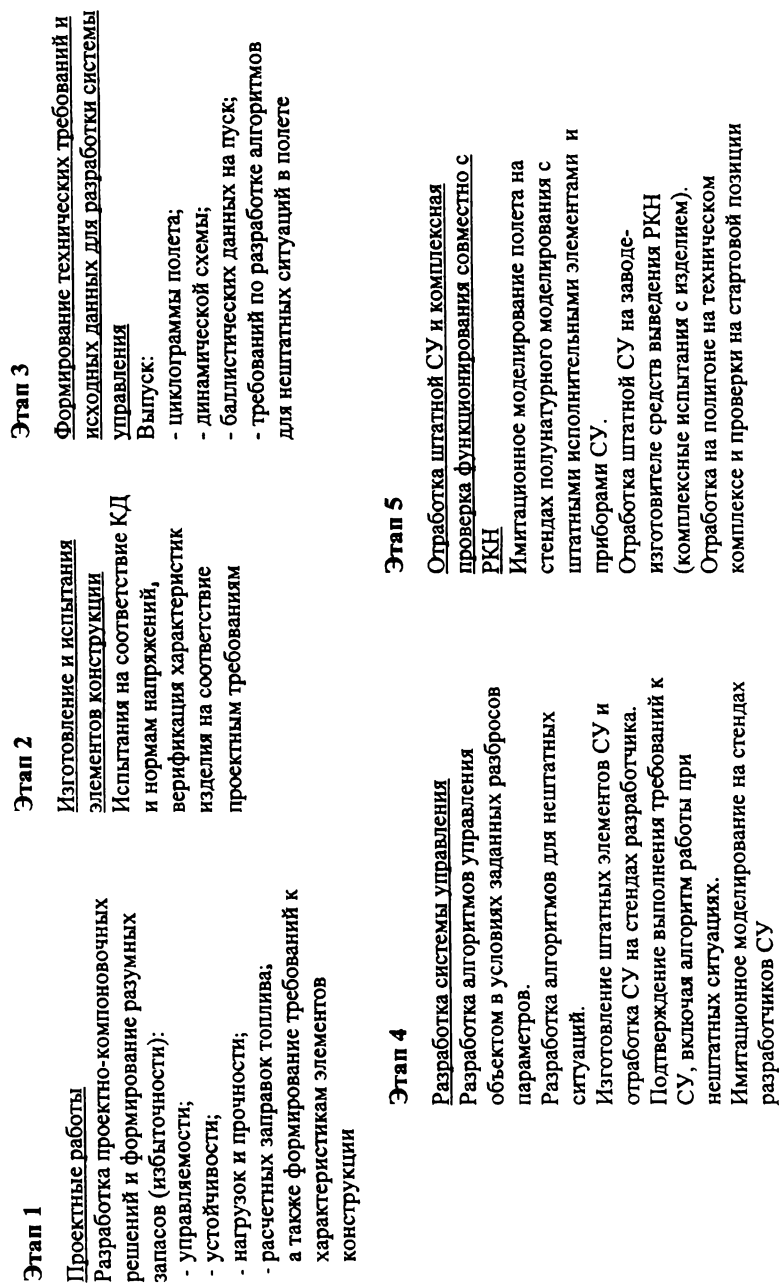


Рис. 1



ных конструкторских и технологических решений тесно связаны с процессами имитационного моделирования полета и с проведением баллистических и динамических расчетов с полным учетом всех возмущающих факторов, нелинейных характеристик и ограничений.

Следовательно, от точности математического описания полета зависит возможность создания системы управления, адекватной заданному объекту и способной надежно решить поставленные задачи, включая задачу снижения вероятности аварийного исхода.

Остановимся более подробно на процессе создания моделей и их верификации, акцентируя внимание на динамических моделях, требующих наличия сложной и дорогостоящей экспериментальной базы. Прежде всего выделим основные элементы, оказывающие влияние на динамику полета.

1. Корпус изделия. Его динамические характеристики, определяющие упругие свойства, исследуют как в «поперечном» направлении, так и в «продольном». Соответственно, созданные модели, определяющие эти свойства в продольном направлении, по полету, и в поперечном направлении, перпендикулярно направлению полета, используются при исследовании и обеспечении устойчивости и при имитационном моделировании.

2. Двигательная установка. Ее динамические свойства очень важны в решении задачи обеспечения продольной устойчивости.

3. Топливные баки. Динамика топлива в баках учитывается как при исследовании и обеспечении поперечной устойчивости, так и продольной; для решения задач управления, отделения ступеней и КА, стабилизации.

4. Топливные магистрали. Динамику топливоподающих магистралей необходимо знать при исследовании продольной устойчивости.

5. Рулевой тракт, включающий в себя рулевой привод и поворотный двигатель. Его динамика очень важна для решения задач обеспечения поперечной устойчивости, управления, стабилизации.

6. Привода управления подачей топлива в двигатель. Динамика этих механизмов важна для задач продольной устойчивости.

7. Солнечные батареи. Их динамика существенным образом влияет на управление и стабилизацию.

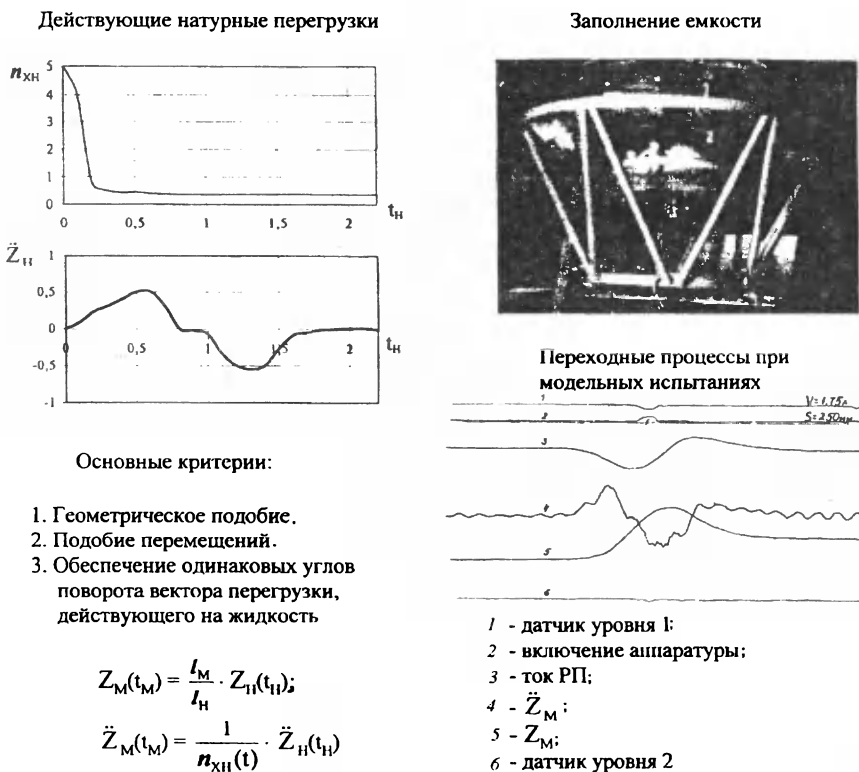
8. Масштабная модель изделия для получения аэродинамических характеристик. Характеристики необходимы для комплексного решения задач управления полетом, устойчивости и разработки программ полета.

Сам процесс создания и верификации динамических моделей в тех случаях, когда это возможно, базируется на предыдущих аналогичных разработках. В таких случаях можно воспользоваться готовыми математическими моделями и требуется только определить значения коэффициентов. Постановка задачи верификации при этом достаточно четко определена предыдущими разработками. Если же аналог не находится и трудно однозначно определить структуру модели, то проведение исследований для создания модели и ее верификации может являться большой проблемой.

Так, например, для создания модели полета РН пакетной компоновки в отечественной практике использовались конструктивно-подобные физические мо-

дели, проектирование, изготовление и исследование которых требует специальных знаний в этой области, наличия соответствующих технологий и производства. Физическое моделирование динамических процессов на масштабных моделях приходится применять и в ряде случаев при определении гидродинамических параметров топлива в баках (рис. 2).

### Физическое моделирование динамики топлива на участке спада продольной перегрузки



### Кинограмма испытаний



Внедрение:

РН «Протон» (Станция «Мир»);  
РН «Рокот»

- коррекция угла установки ДУ;  
- коррекция алгоритмов СУ

Рис. 2

Принимая во внимание важность разработки и верификации динамических моделей, остановимся подробнее на методических подходах, позволяющих решить поставленные задачи для отдельных элементов изделий РКТ в сложных случаях, когда методика и постановка экспериментов требуют специальных решений.

Традиционное экспериментальное исследование динамических характеристик структурных элементов изделий предполагает наличие стендовой базы, позволяющей воздействовать на объект исследования периодическими возмущающими сигналами в интересующем спектре частот (до 30–40 Гц). При этом должны имитироваться внешние связи объекта и возмущающие факторы, соответствующие тем, которые могут существовать в процессе полета, т.е. близкие к штатным условиям. Из этого следует, что сами воздействия при динамических испытаниях будут достаточно длительными, чтобы достичь устойчивой установившейся реакции объекта на каждой возбуждаемой частоте, объект при этом будет механически нагружен длительное время и, в случае наличия резонансных частот, величины этих нагрузок могут в десятки раз превышать номинальный уровень (рис.3). Эти обстоятельства очень важны, например, при определении реальных амплитудно-фазовых частотных характеристик двигательной установки и подводных трубопроводов гидромагистралей, что требует наличия реальных работающих двигателей и создания безопасной системы воздействия на объект исследований. Нередко случается, что расчетная длительность работы двигателя при огневых испытаниях ограничена и это не позволяет воздействовать на него длительными периодическими сигналами, а периодическое возбуждение на резонансных частотах опасно как для испытателей, так и для стендовой базы. В таких случаях для решения задачи верификации динамических характеристик может быть применен метод кратковременных динамических воздействий на объект исследования, при котором нагрузка на объект не превышает номинальный уровень.

Метод основан на использовании интегрального преобразования Фурье

$$F(j\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} F(t)e^{-j\omega t} dt ,$$

позволяющего при определенных условиях представить функцию времени  $F(t)$  в виде функции частоты  $F(j\omega)$  и построить амплитудно-фазовую частотную характеристику по реакции механической системы на кратковременное возмущение  $W(j\omega) = \frac{F_{\text{сист}}(j\omega)}{F_{\text{вх}}(j\omega)}$ .

Для исследования динамики механических систем и агрегатов изделий РКТ в области частот, представляющей интерес при исследовании устойчивости (0–30 Гц), возмущающее воздействие может длиться всего 0,03 с, т.е. система нагружается очень незначительно. Максимальная величина и форма воздействия при этом должны выбираться исходя из разработанных методических рекомендаций [1].

## Исследование динамических характеристик гидромагистралей.

### Математическая модель динамики гидромагистральной на испытательном стенде

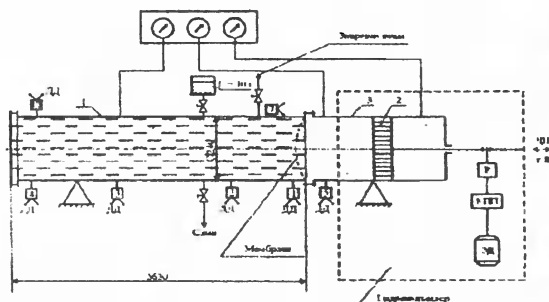
$$\frac{\partial^2 g}{\partial t^2} - C_0^2 \frac{\partial^2 g}{\partial x^2} - \nu \frac{\partial^3 g}{\partial x^2 \partial t} = 0;$$

$$-\frac{\partial g}{\partial x} \Big|_{x=0} = \alpha \left( \frac{dx_p}{dt} - g(0, t) \right); \quad \alpha = \frac{P_0}{L \rho_0 C_0^2};$$

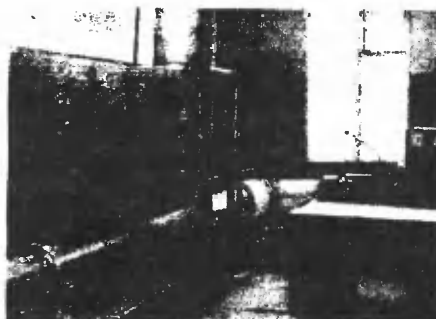
$$m \frac{\partial^2 g}{\partial t^2} \Big|_{x=L} = -K_p g(L, t) - C \frac{\partial g}{\partial t} \Big|_{x=L} - \frac{Q_p^2}{Q_T} \rho_0 C_0^2 \frac{\partial g}{\partial x} \Big|_{x=L},$$

где  $g(x, t)$  – отклонение скорости частиц жидкости;  $\rho_0$  – плотность жидкости;  $Q_p$  – площадь поршня;  
 $P_0$  – статическое давление;  $Q_T$  – площадь поперечного сечения;  $C_0$  – эффективная скорость звука;  
 $\nu$  – коэффициент вязкости;  $m$  – масса поршня;  $L$  – расстояние между поршнем и мембраной;  
 $K_p$  – жесткость пружины;  $C$  – коэффициент вязкого трения пружины

Принципиальная схема стенда



Общий вид стенда



### Переходной процесс в области резонанса при исследовании синусоидальными сигналами

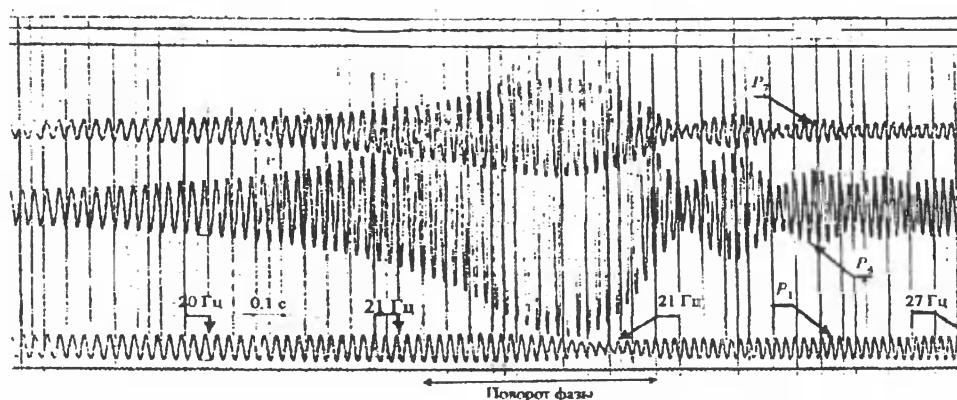


Рис. 3

На рис. 4 приведены примеры исследования динамики гидромагистралей двумя методами на испытательных стендах.

Хотелось бы особо обратить внимание на то, что благодаря минимальному воздействию на объект испытания метод кратковременных возмущений даст возможность осуществлять определение динамических характеристик даже на штатном изделии, непосредственно перед пуском и, при необходимости, в процессе полета.

Такая задача возникла при подготовке первого летного изделия по теме «Наряд», когда незадолго до пуска для обеспечения управляемости и устойчивости полета потребовалось провести комплекс работ по определению и корректировке динамических характеристик рулевого тракта управления. Наличие разработанного метода позволило на штатном изделии определить реальные динамические характеристики и провести идентификацию коэффициентов математической модели динамики. На базе верифицированной модели были проведены параметрические расчеты, которые показали возможность реализации требуемой коррекции динамических характеристик. Был определен конкретный параметр, который нужно было изменить, и рассчитана его величина.

В результате оперативного проведения испытаний, расчетов и корректировки величины давления нагнетания в рулевой привод были получены приемлемые динамические характеристики, изделие в заданные сроки было допущено к летным испытаниям и успешно их прошло (рис. 5, 6).

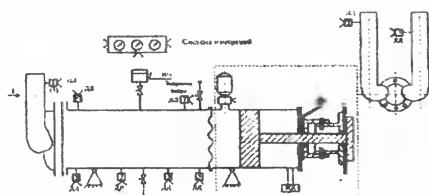
Изложенный метод идентификации динамических моделей предполагает проведение процедуры экспериментального определения амплитудно-фазовых частотных характеристик объекта исследования. Динамика объекта при этом может быть представлена в виде системы дифференциальных уравнений, связывающих входное возмущение и реакцию объекта на это воздействие.

Такой подход к верификации динамических моделей экспериментальными методами применим не для всех моделей, описывающих поведение и свойства объекта управления. Особое место в математическом описании динамики изделий РКТ занимают модели поведения жидких компонентов топлива в баках РН, РБ и КА.

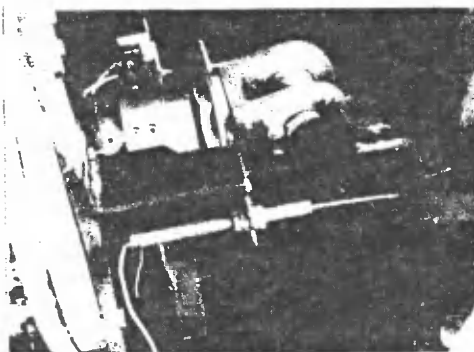
Динамические свойства топлива в баках и их математическое описание существенным образом зависят как от величины и характера перегрузок, действующих на него на разных стадиях полета, так и от геометрических форм баков и внутрибаковых устройств, взаимодействующих с подвижными компонентами топлива. Эти условия, существенно влияющие на динамику топлива, являются переменными на всем протяжении полета, и их количественные изменения приводят к качественному изменению поведения топлива и, соответственно, к принципиально отличным математическим моделям. Эти особые участки полета, на которых динамика топлива не соответствует математическому описанию в виде колебательных звеньев и для которых нужны принципиально другие модели и экспериментальные методы верификации, имеют место на участках полета в условиях действия на объект слабых гравитационных полей (или невесомости) и при резком изменении по величине и направлению вектора перегрузки.

# Применение импульсного метода идентификации динамических характеристик топливных магистралей

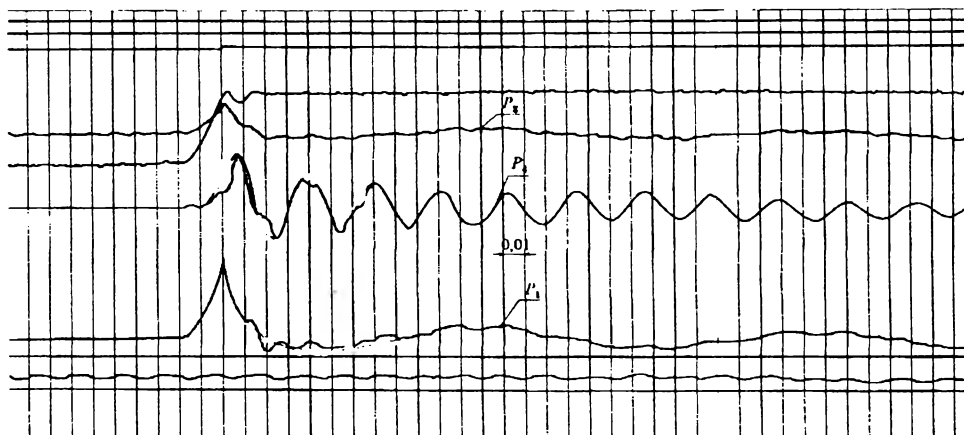
Схема формирователя  
импульсного входного сигнала



Общий вид стенда



Переходный процесс



Сравнительные АЧХ

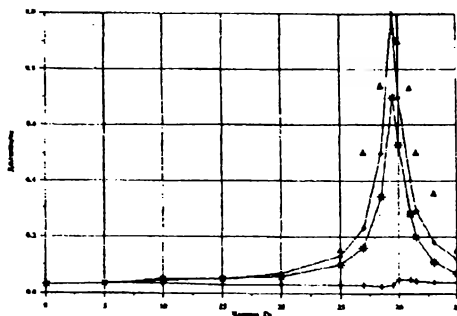
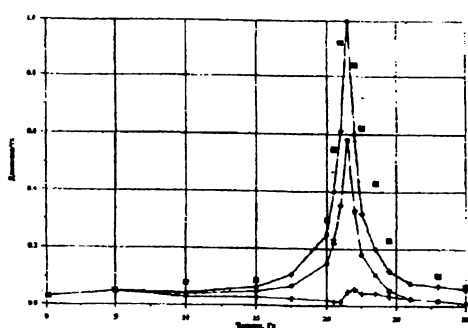


Рис. 4.

## Математическая модель IV порядка рулевого тракта агрегата С5.98

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{\Pi} \Delta P = C_{\chi\Pi} (\chi_{\Pi} - \chi_H) \\ m_H \ddot{\chi}_H + K_{\chi H} \dot{\chi}_H (\chi_{\Pi} - \chi_H) \\ K_1 \chi_{\Sigma} - K_2 \Delta P = A_{\Pi} \dot{\chi}_{\Pi} + \frac{V}{2E} \Delta P \\ T_1 \chi_3 + \chi_3 = K_{\Gamma\Upsilon} I_{\Upsilon\text{нр}} - K_{OC} \chi_{\Pi} \end{array} \right\},$$

где  $A_{\Pi}$  – площадь поршня;  $m_H$  – масса инерционной нагрузки;  $K_{\chi H}$  – коэффициент скоростного трения;  $E$  – модель упругости рабочей жидкости;  $V$  – объем гидроцилиндра;  $K_1$  – коэффициент усиления по расходу;  $K_{OC}$  – коэффициент обратной связи привода;  $K_{\Gamma\Upsilon}$  – коэффициент усиления гидроусилителя;  $T_1$  – постоянная времени;  $K_2$  – коэффициент эластичности механической характеристики гидропривода;  $C_{\chi\Pi}$  – жесткость механической проводки между поршнем и нагрузкой.

### Расчет динамических характеристик при различных значениях входного давления

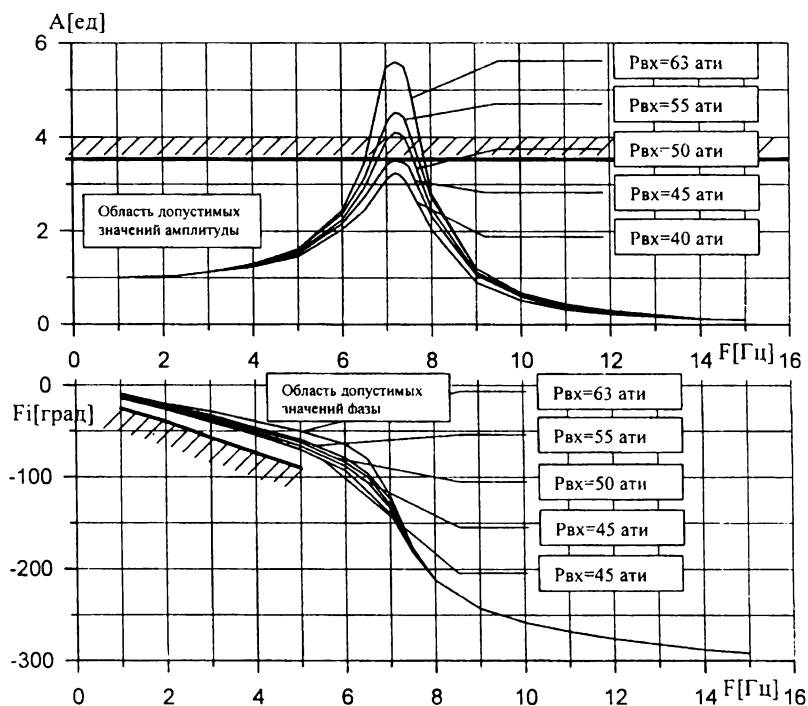


Рис. 5

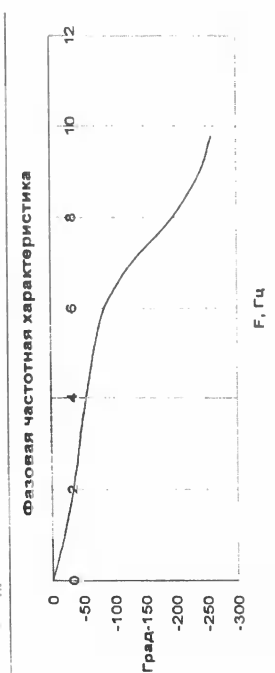
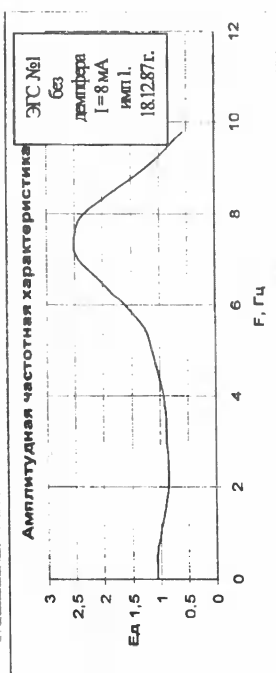
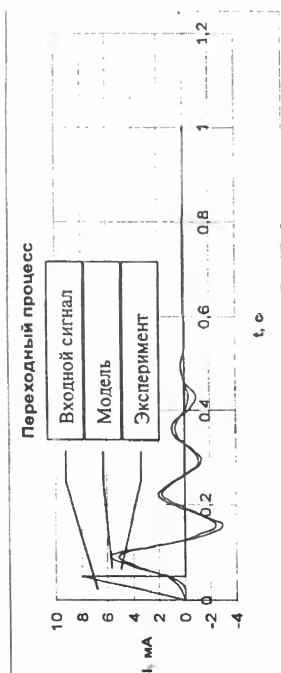
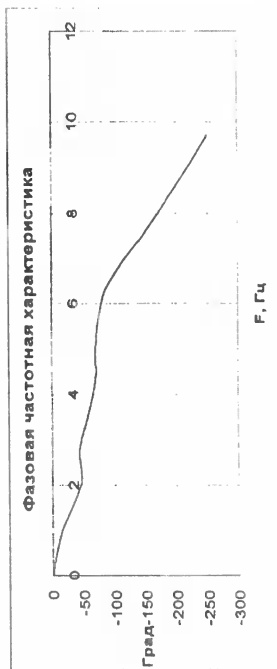
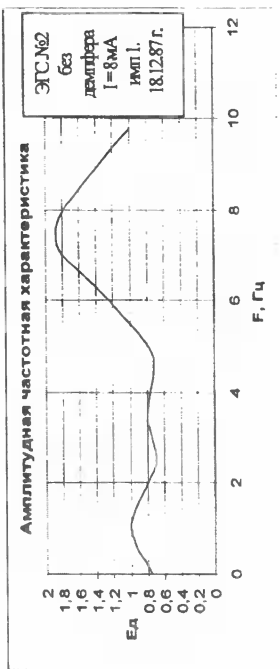
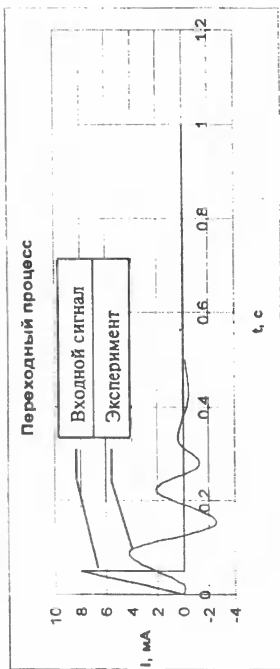
ЭГС №1 без демфера, импульс №1  $P_{\text{вк}} = 50 \text{ атн}$ ЭГС №2 без демфера, импульс №1  $P_{\text{вк}} = 50 \text{ атн}$ 

Рис. 6. Испытания рулевых трактов на штатном изделии



Масса жидкого топлива составляет большую часть в общей массе изделий с жидкостными реактивными двигателями, широко применяемыми в отечественной и зарубежной практике. На разных этапах циклограммы выведения полезных нагрузок на орбиту доля жидкого топлива по отношению к общей массе изделия различна, однако на всех участках ее существенное влияние на динамику полета очевидно (табл. 1).

Таблица 1

**Доля жидкого компонента топлива в общей массе изделия на разных участках циклограммы полета для типового варианта выведения КА на орбиту**

| Участок циклограммы полета      | Масса жидкого топлива<br>(в % общей массы изделия) |    |
|---------------------------------|----------------------------------------------------|----|
| 1-я ступень                     | начало полета                                      | 91 |
|                                 | конец полета                                       | 77 |
| 2-я ступень                     | начало полета                                      | 89 |
|                                 | конец полета                                       | 69 |
| 3-я ступень                     | начало полета                                      | 84 |
|                                 | конец полета                                       | 54 |
| Разгонный блок<br>(4-я ступень) | начало полета                                      | 72 |
|                                 | конец полета                                       | 30 |
| Космический аппарат             | 50...60                                            |    |

С точки зрения математического описания динамики топлива, процедуры верификации моделей и применения этих моделей для обеспечения безаварийного полета целесообразно выделить 3 группы моделей по признаку действующих на объект управления (и на жидкое топливо в баках) перегрузок.

К первой группе относятся участки полета, на которых имеет место действие плавно меняющейся (квазистационарной) значительной продольной перегрузки при возможном наличии существенно меньших, чем продольная, кратковременных и знакопеременных боковых перегрузок. Иными словами, это участки «активного» полета, на которых постоянно работает маршевый двигатель.

Ко второй группе относятся участки полета, соответствующие выключению двигателей и отделению ступеней. Здесь характерно резкое изменение величины и направления суммарного пространственного вектора перегрузки, связанного с падением тяги, появлением возмущающих моментов, в результате которых поперечные перегрузки становятся соизмеримы с продольными.

К третьей группе относится полет в невесомости или близком к нему состоянии при действии на объект управления слабых гравитационных полей. Он характерен кратковременными включениями двигателей стабилизации и ориента-

ции на участках «пассивного» полета и кратковременным воздействием средств разделения на участках отделения КА от РБ.

Модели гидродинамики топлива в баках, отнесенные к первой группе, необходимы для исследования устойчивости управляемого полета и формирования соответствующих алгоритмов системы управления в обеспечение динамической устойчивости.

Широко апробированная в отрасли надежная методология теоретических и экспериментальных исследований разработана в ЦНИИМАШ. Высококвалифицированные специалисты института создали современную экспериментальную базу с уникальными стендами на воздушной подушке, ими разработаны специальные программы расчетов гидродинамических коэффициентов моделей и их верификации экспериментальными методами.

В тех случаях, когда проводятся испытания многосекционных баков с неравномерным делением на секции, процесс экспериментального исследования с применением традиционных методов периодических возбуждающих сигналов оказывается весьма трудоемким. Существенное снижение объема испытаний для емкостей с неравномерным секционированием достигается путем применения комбинированного подхода к испытаниям:

1) использованием описанного выше метода кратковременных импульсных воздействий на начальном этапе для выделения частотных областей с резонансными пиками;

2) использованием метода периодических воздействий в области выделенных резонансных частот.

Рассматривая круг вопросов, относящихся к моделям второй группы, следует отметить, что в основном их решение направлено не на обеспечение устойчивого полета (баки на этих участках уже почти пустые и масса подвижного топлива практически не влияет на динамику изделия), а на оптимизацию выработки топлива. Задача заключается в том, чтобы обеспечить максимальную выработку топлива из баков (что повышает энергетические характеристики РКН) и при этом не допустить попаданий воздушных пузырей в заборные устройства (что обеспечивает безаварийную работу двигателя на конечных участках выработки топлива).

Существенными особенностями исследований и построений моделей динамики топлива на этих участках, отнесенных нами ко второй группе, являются:

1) наличие резкого изменения продольной перегрузки, связанного со спадом тяги двигателя, и возникновение соизмеримых с ней по величине боковых перегрузок, действующих на топливо;

2) низкий уровень заливки в сочетании с большой площадью свободной поверхности и наличие на этом уровне дополнительных конструктивных элементов – заборных устройств, воронкогасителей и т.д.

Отмеченные особенности не позволяют для этой группы моделей применить традиционные теоретические и экспериментальные методы, которые используются для активного полета.

В этой связи в нашем конструкторском бюро были разработаны новые методы физического моделирования, обосновано применение определенных крите-

риев подобия, сконструирован испытательный стенд для воспроизведения по специальному закону воздействий на модельную жидкость и проведены испытания для различных изделий, в том числе для РН «Протон» и РН «Рокот» (см. рис. 2).

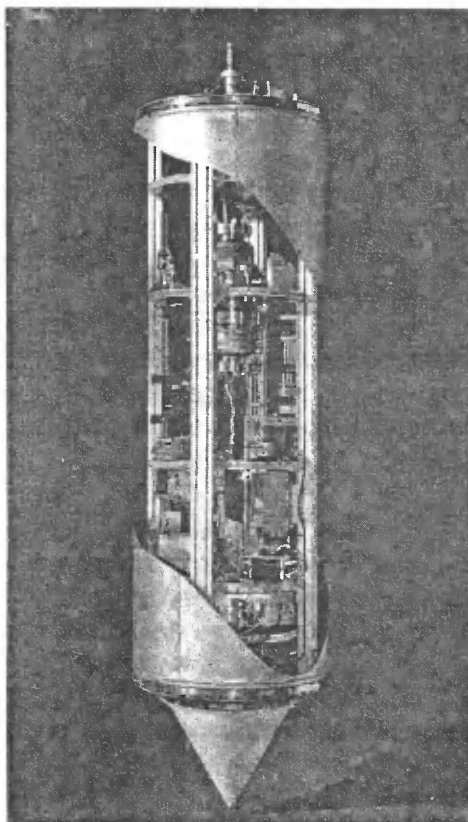
Результаты исследований легли в основу принятия решений по оптимизации выработки топлива при гарантированном непопадании в заборное устройство опасных газовых включений. Эти результаты помогли обоснованно принять решение по повышению энергетических характеристик при выведении на орбиту станции «Мир» средствами РН «Протон» и снять проблему опасности аварии для ряда других изделий.

Для исследования динамики топлива, находящегося в условиях действия внешних факторов, отнесенных нами к третьей группе, также требуется создание специальных моделирующих установок и моделирования этих внешних условий. Также условия создаются либо на башнях «невесомости» (например в г. Бремен в центре изучения космических технологий и микрогравитации построена уникальная лаборатория с такой башней высотой 146 м, рис. 7), либо в процессе полета различных летательных аппаратов – самолетов-лабораторий (Ил-76, рис. 8), ракет и космических станций (станция «Мир», модуль «Квант», рис. 9). В результате исследований, проведенных в России, Германии, Франции, США и других странах, разработаны различные подходы к описанию динамики топлива, частично заполняющего баки в условиях действия слабых гравитационных полей и в невесомости [2].

Применение той или иной модели зависит в том числе и от поставленной задачи: разработка оптимальных законов управления с минимизацией затрат топлива; выполнение требований к динамике КА в момент и после отделения его от разгонного блока; обеспечение безаварийного полета разгонного блока; обеспечение безаварийного полета разгонного блока после отделения КА.

Решение проблемы безаварийного полета РБ после отделения КА, а также на участках между включениями двигателей разгонного блока очень актуально для РБ с двигателями на криогенном топливе (кислород + водород). В условиях невесомости жидкий водород перемещается внутри топливных баков, взаимодействует с внутрибаковыми конструкциями и внутренней поверхностью баков, частично меняет свое агрегатное состояние, что сопровождается изменением температуры и давления. Если величина давления превышает допустимый уровень, может произойти разрушение бака и взрыв с соответствующими негативными последствиями. Для предотвращения этого явления должен быть проработан надежный прогноз динамики изделия и поведения топлива внутри баков. На участке полета между включениями криогенных двигателей могут быть задействованы другие исполнительные органы системы управления, и это дает возможность хорошо прогнозировать динамику полета изделия и его ориентацию в пространстве.

В случае автономного полета разгонного блока после отделения КА, влиять на динамику и ориентацию РБ можно только путем выбора времени открытия тех или иных дренажных клапанов, обеспечивающих сброс давления и выброс газожидкостных фракций в окружающую среду.



**Капсула с измерительной  
аппаратурой**



**Башня «невесомости»  
в г. Бремене**

Рис. 7

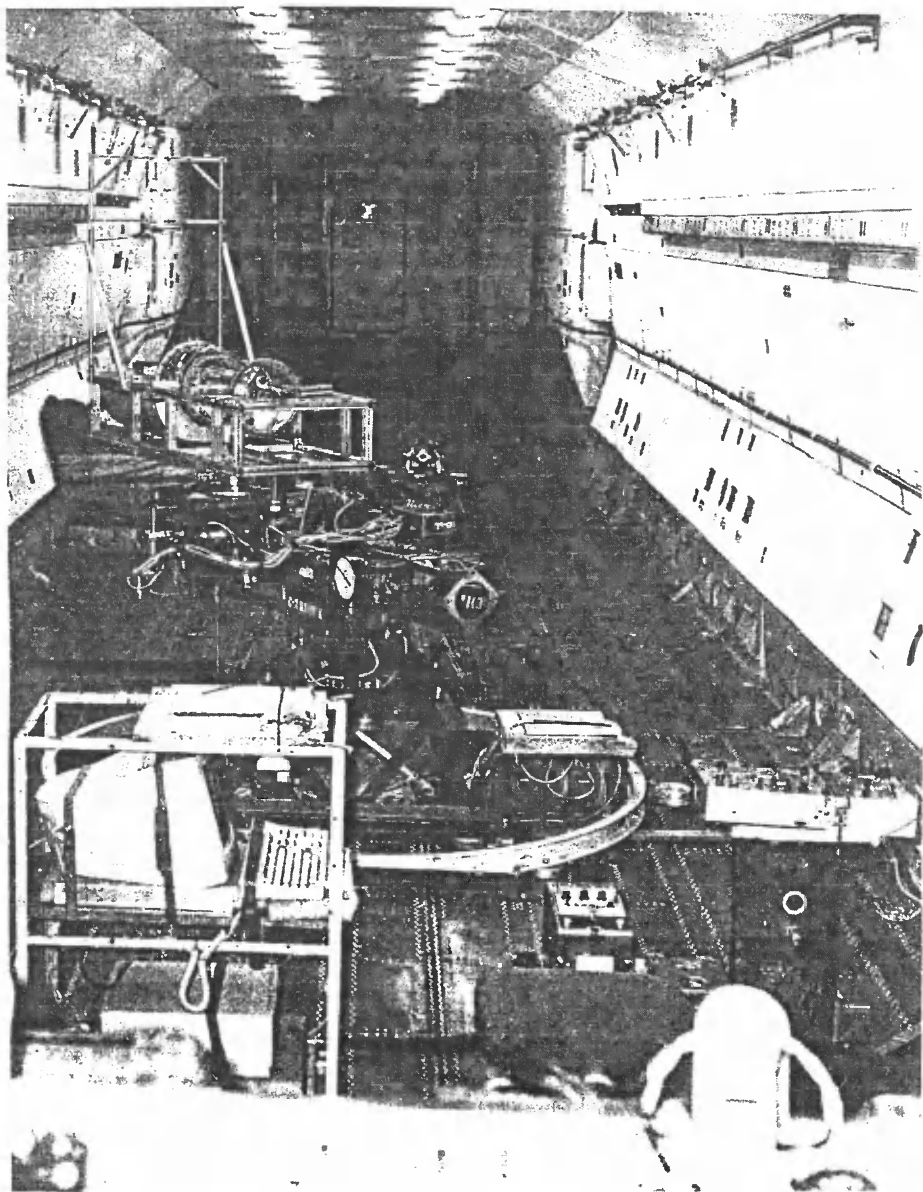


Рис. 8

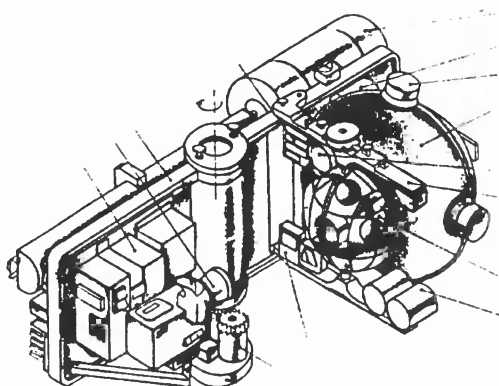
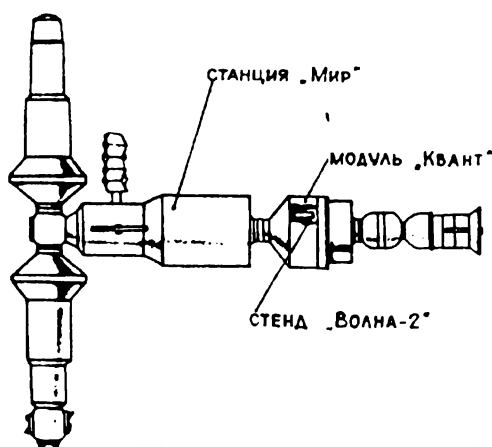


Рис. 9

Как показывает отечественный и зарубежный опыт эксплуатации изделий РКТ, в полете случаются нештатные ситуации и очень важно в этих случаях принять все меры для предотвращения аварии.

На основании верифицированных математических моделей объекта управления может быть проведен комплекс работ, направленный на создание алгоритмов системы управления, которые позволили бы оперативно и надежно идентифицировать отказы элементов и систем в процессе полета и вырабатывать решения (команды на исполнительные элементы), предотвращающие аварию либо минимизирующие ущерб от аварии.

Алгоритм оперативной и надежной идентификации нештатной работы может быть создан на основании анализа текущих полетных параметров, а также на базе верифицированных динамических моделей функционирования агрегатов и систем и полной пространственной модели полета изделия.

Наличие нештатных ситуаций в полете может быть идентифицировано бортовыми средствами либо по показаниям датчиков, характеризующих работу систем и агрегатов, либо по интегральной характеристике поведения изделия в це-

лом. Как в первом, так и во втором случае разработке алгоритмов предшествует проведение большого объема расчетных работ по моделированию полета с различными сочетаниями параметров для выбора необходимых и достаточных условий и критериев безошибочной идентификации либо отказа той или иной системы (когда это удастся определить), либо аварийной ситуации изделия в целом. Схематически это представлено на рис. 10.

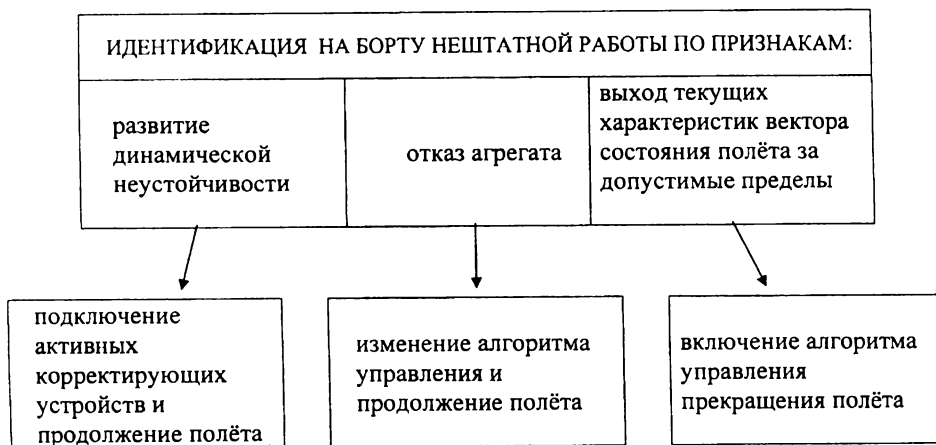


Рис. 10

При выработке концепции построения алгоритмов управления при возникновении нештатных ситуаций изделий РКТ в полете во многих случаях может быть принято допущение о том, что система управления функционирует штатно. Тогда на СУ могут быть возложены функции анализа правильной (в пределах допусков) работы исполнительных органов, а также и анализ вектора, характеризующего текущее состояние изделия в полете.

При построении алгоритмов управления при нештатной ситуации также учитываются внешние ограничения, возникающие вследствие решения задачи минимизации ущерба в случае падения изделия за пределами выделенных районов.

Практически, наряду с алгоритмами идентификации отказа должны быть разработаны ситуационные модели полета и парирования отказа.

Результаты исследований по этим моделям лежат в основе разработки и реализации соответствующих бортовых алгоритмов системы управления.

Приведем некоторые примеры успешной работы алгоритмов анализа состояния агрегатов в процессе пуска изделий.

1. При разработке проектной документации по теме 12КРБ с криогенным разгонным блоком предусмотрен контроль за выходом на режим двигателей 1-й ступени. Алгоритм был разработан под руководством доктора Б.Н. Суреша.

Разработанный алгоритм предусматривал возможность аварийного выключения работающих двигателей за доли секунды до контакта подъема в случае невыхода на заданный уровень тяги одного из двигателей. Пуск изделия при та-

кого рода отказе приводил к падению изделия и большим материальным потерям, включая возможную гибель людей.

На первом пуске РН с криогенным разгонным блоком такой случай произошел. Во время нахождения ракеты на старте после запуска двигателей 1-й ступени L40 один из них не вышел на заданный режим, то есть его тяга была существенно ниже значения тяги остальных трех двигателей. Система управления идентифицировала отказ и дала команду на аварийное выключение двигателей. В результате четкой работы всех задействованных систем пуск был своевременно остановлен, ракета осталась на стартовом столе. Проведенный последующий анализ выявил причину неисправности агрегата L40. Неисправные элементы были оперативно заменены и изделие успешно вывело на орбиту спутник GSAT1.

2. В компоновочной схеме изделия 8K82K была заложена возможность осуществлять управление полетом и выполнить задачу пуска при отказе одного из шести исполнительных элементов – рулевого привода РМ-9Т. Однако функция осуществления текущего контроля состояния работоспособности рулевого тракта в системе управления изделием не предусматривалась, и возможность предотвратить аварию при таком отказе не была реализована. К сожалению, случаи отказов приводов были, и были аварийные ситуации с потерей изделия.

При модернизации СУ этой ракеты удалось реализовать в бортовом исполнении алгоритм слежения за функционированием рулевых приводов и алгоритм идентификации отказа любого рулевого привода.

Алгоритм основан на надежном знании динамических характеристик рулевых трактов управления, их математических моделях и на возможности сравнения командных сигналов управления с реальным выполнением этих команд рулевыми приводами. При идентификации аварии система управления включает соответствующий алгоритм управления исполнительными органами, позволяющий парировать возникшие из-за отказа рулевого привода возмущающие воздействия на РН, что дает возможность продолжать полет и выполнить задачи выведения без потери точности.

Во время запуска одного из коммерческих космических аппаратов на геопереходную орбиту в 2004 году на участке полета 1-й ступени был зафиксирован отказ одного из рулевых приводов, и алгоритм идентификации и парирования отказа успешно справился с задачей управления изделием, предотвратив аварию.

Отдельным вопросом в решении задач обеспечения безаварийного полета является вопрос предотвращения развития динамической неустойчивости, которая также может приводить к аварии.

Вопросам обеспечения динамической устойчивости посвящены труды многих ученых. В основе исследований устойчивости лежат верифицированные математические модели динамики полета, содержащие описание влияния всех возмущающих факторов и всех особенностей динамики объекта управления.

К сожалению, не все коэффициенты моделей могут быть надежно верифицированы в условиях наземной экспериментальной отработки; параметры моделей могут быть переменными во времени полета, значения коэффициентов динами-



ческих схем имеют разбросы, объективно обусловленные технологией производства и эксплуатации изделий РКТ.

Поэтому при разработке новых средств выведения КА на орбиту существует риск проявления динамической неустойчивости в полете несмотря на предусмотренные в проекте технические средства, например в виде демпфирующих устройств.

В этой связи интересны и практически полезны методы, обеспечивающие на борту контроль за состоянием динамических параметров изделия в полете, оперативный анализ этого состояния в текущем полетном времени и, в случае развития опасных динамических режимов, выработку команд, направленных на ограничение развития или устранение нештатной ситуации.

Учитывая то обстоятельство, что частотный диапазон продольных и поперечных колебаний лежит примерно в пределах 30 Гц, естественно возникает вопрос – можно ли осуществить такой контроль, существует ли способы надежной идентификации развития неустойчивости и есть ли на борту механизм, воздействие на который предотвратит развитие динамической неустойчивости.

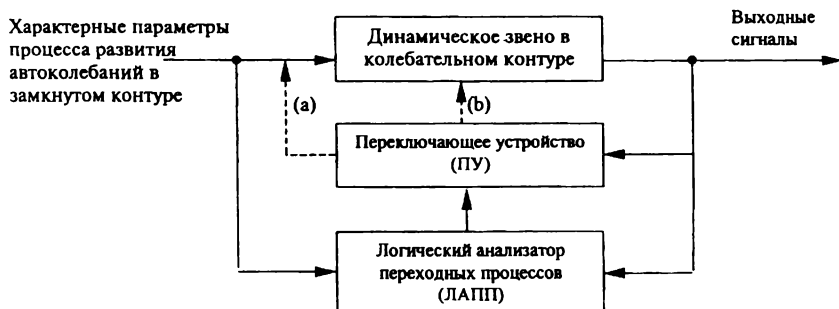
Проведенные нами исследования динамики полета, вопросов устойчивости и развития неустойчивых динамических режимов на математических моделях, анализ телеметрической информации, включая случаи возникновения неустойчивости в полете, показали, что на все эти вопросы существует положительный ответ. Проблемы наблюдаемости, идентификации и выработки управляющих команд при нештатных ситуациях и развитии неустойчивости могут решаться на основании единых методических подходов для изделий различного класса. В то же время механизмы воздействия на РН в каждом конкретном случае (для каждого типа изделия) определяются техническими возможностями, заложенными в конструкцию, а в отдельных случаях – возможностями системы управления.

На рис. 11 приведена типовая схема системы, позволяющей следить в процессе полета за состоянием динамических параметров, идентифицировать опасное развитие колебательных процессов и формировать динамические свойства таким образом, чтобы предотвращать аварийную ситуацию. Схема названа адаптивным формирователем динамических характеристик в условиях развития резонансных явлений. Там же показан пример работы такой системы при стендовых испытаниях штатной гидромагистрали одного из изделий. Как видно на графиках изменения давления в магистрали, автоматическое включение адаптивного формирователя успешно решает задачу гашения продольных колебаний. На этом же логическом принципе построен и другой формирователь характеристик для рулевых трактов управления.

Таким образом, приведенные в данной статье примеры решения проблемы снижения уровня аварийности пусков за счет целенаправленного более полного использования возможностей систем управления полетом и свойств управляемого объекта показывают, что работы в этом направлении являются практически полезными и имеют определенную перспективу.

## Адаптивный формирователь динамических характеристик в условиях развития резонансных явлений

Общая схема



Основные функции логического анализатора:

1. Выделение динамической составляющей
2. Анализ величины амплитуды сигналов
3. Анализ частотного спектра сигнала
4. Расчет количества колебаний
5. Формирование команды на корректировку динамических характеристик

Пример реализации

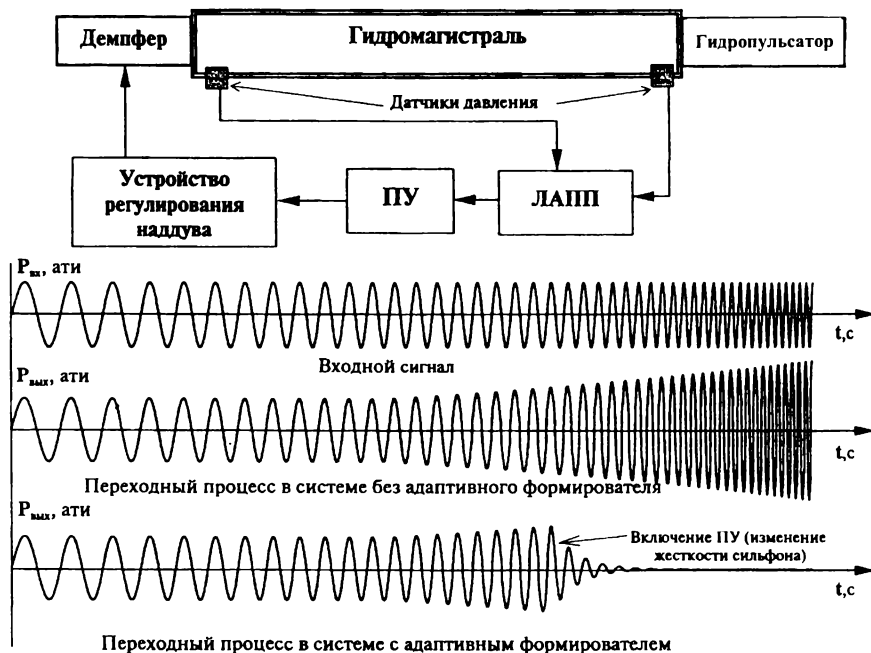


Рис. 11

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] А.В. Владимиров. Лабораторно-стендовая отработка динамических схем жидкостных ракет. – М.: ЛАТМЭС – МАТИ, 1999. 176 с.
- [2] А.В. Владимиров, Д.А. Полухин, Ю.А. Цуриков. Способ защиты от аварии многоканальных систем управления. Патент РФ № 2058918 от 27.04.96.
- [3] А.В. Владимиров, О.Р. Рогова, Ю.Т. Шлуинский. Математическая модель процесса отделения космического аппарата от ракеты-носителя с учетом колебаний жидкости в баках. Информационные технологии в проектировании и производстве. № 4. – М.: ВИМИ, 1999, с. 66–69.

# КОНСТРУКТОРСКОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

## *ДВИГАТЕЛИ*

### **Краткий историко-технический обзор ДУ с ЖРД, созданных в ОКБ-23–КБ «Салют» в период 1952 ... 2005 гг.**

*Гневашев А. П., Никитин О. Д., Партола И. С.*

История службы ДУ с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) начинается с создания в августе 1952 г. в составе самолетного ОКБ-23 (Генеральный конструктор В.М. Мясищев) конструкторской бригады для разработки жидкостных стартовых ускорителей для взлета тяжелых стратегических бомбардировщиков М4 и 3М.

Службами ДУ с ЖРД в составе ОКБ-23 и созданными на их основе отделами (комплексами) ДУ в ЦКБМф, а затем в КБ «Салют» в период с 1952 г. по 2005 г. разработаны более 30 различных двигательных установок, состоящих из двигателей (ЖРД и др.), пневмогидравлических систем подачи (ПГСП) и различных систем регулирования расходов компонентов топлива (КТ).

Это были ДУ изделий самого различного назначения: стартовых ускорителей самолетов и крылатых ракет; ракет боевого применения; космических ракет-носителей; разгонных блоков КА; космических станций, аппаратов и др.

Энергетические характеристики и конструктивное совершенство ДУ, в значительной степени, определяли тактико-технические характеристики применения и надежность изделий в целом.

При разработках службами ДУ (с участием смежных организаций – ОКБ, НИИ) решались многочисленные приоритетные научно-технические задачи, позволившие создавать ДУ на уровне мирового класса.

Ниже приводятся краткие характеристики и особенности типов разработанных ДУ (в основном в хронологическом порядке).

1. В период 1952...1956 гг. были созданы первые образцы изделий с ЖРД – мощные стартовые ускорители «СУМ» и «СУ-50» с двигателями С09.29.ОБ разработки ОКБ-2 (ныне КБХМ) для сокращения разбега и взлета тяжелых стратегических самолетов М4, 3М и М50 (массой ~200 т). Жидкостные ускорители работали на компонентах топлива Ф1 (окислитель) и керосин (горючее), имели ряд функциональных особенностей – большую тягу и время работы (~ 8,5 тс и ~ 55 с). Аналогов не существовало. По назначению требовалась высокая надежность работы и безопасность применения, что нашло отражение в принципиаль-

ной схеме ПГС (с вытеснительной системой подачи КТ) и в конструкции. Ускорители прошли полный цикл наземной отработки и летные испытания в составе самолета–лаборатории.

2. В 1954 г. началась разработка ДУ ускорителей для старта и разгона межконтинентальной крылатой ракеты «Буран». Стартово – разгонная I ступень состояла из четырех автономных двигательных модулей с ЖРД 8Д59 разработки ОКБ-456 (ныне НПО «Энергомаш»), работающими на КТ: АК-27И (окислитель) и ТМ-185 (горючее), и обеспечивала разгон до скорости  $M \approx 3$  (и высоты  $\sim 18$  км). Далее начинал работать маршевый сверхзвуковой прямоточный воздушно – реактивный двигатель РД-018А разработки ОКБ-670 (топливо – керосин). Принципиальная схема ПГС, все системы и агрегаты, газовые рули управления модулей, а также общая идеология ДУ были разработаны в отделе ЖРД. К моменту закрытия темы ДУ модуля вышла на этап стендовых «горячих» испытаний (сливы из баков со штатным наддувом).

3. Первой разработкой после переориентирования в 1960 г. всего ОКБ на ракетную тематику было создание ДУ ракеты-носителя УР-200, в которой, безусловно, учитывался опыт работы отдела ЖРД. Проектирование ДУ началось с расчетно–проектных изысканий, разработки принципиальной схемы ПГСП, формирования ТЗ на ЖРД, обеспечивающих заданные характеристики ракеты. Двигатели, разработанные ОКБ Главного конструктора С.А. Косберга (ныне КБХА), были выполнены по замкнутой схеме (с дожиганием генераторного газа в КС) с высокими удельными характеристиками. Они явились самым последним достижением РКТ, позволяющим получить удельный импульс тяги на  $\sim 30\%$  превышающий существовавший тогда мировой уровень. Такой тип ЖРД был применен впервые в мире. Для управления была применена система качания (поворотов) основных двигателей. Внедрена система газогенераторного наддува баков (от двигателей). В короткие сроки в организации была создана стендовая база для отработки ПГСП. На стендах и установках отрабатывались гидродинамические характеристики систем питания, системы предстартового и полетного наддува, заборные устройства, фитинги наддува и т. д. Летные испытания 9 изделений прошли успешно.

4. 40 лет назад, 16 июля 1965 г. был осуществлен первый пуск тяжелой РН УР-500 («Протон») в двухступенчатом варианте, а 10 марта 1967 г. – с тремя ступенями.

Создание ДУ во многом базировалось на опыте разработки УР-200. Однако, многоблочная (пакетная) компоновочная схема I ступени (6 баков Г и бак О), с досборкой на ТК, потребовала специальных схемных решений по ПГСП. Для УР-500 в короткие сроки по ТЗ ОКБ, с постоянным участием специалистов в отработке, были созданы мощные двигатели 11Д43 (разработчик ОКБ-456, Главный конструктор В.П. Глушко) для I ступени и 8Д411К (412К), 8Д49 разработки ОКБ Главного конструктора С.А. Косберга (ныне КБХА) – для II и III ступеней. ЖРД 11Д43 представлял собой новый, самый мощный в мире двигатель (тяга  $\sim 150$  тс), выполненный по замкнутой схеме на высококипящих КТ (АТ+НДМГ).

При разработке ПГСП были решены многие задачи: подача КТ и наддув баков в многодвигательных установках ступеней, применение баков с совмещенными днищами (с системой их защиты), внедрение эффективных заборных устройств, обеспечение демпфирования продольных колебаний II ступени, бортовой наддув баков генераторным газом (от двигателей), введение герметичных двухбарьерных уплотнений в стыках трубопроводов, внедрение проверки герметичности воздушно – гелиевой смесью, отработка технологий пневмоиспытаний на заводе – изготовителе и на ТК, подготовка КТ к заправке (рассыщение) и многое другое.

Для отработки систем ПГСП был создан комплекс проливочных стендов (корпус 109Б) с изделиями I, II и III ступеней, работавший в режиме сопровождения ЛКИ УР–500 на протяжении многих лет. Этап «холодных» проливочных испытаний (на воде) был отмечен ЦНИИМАШ как один из факторов обеспечения высокой надежности РН и был рекомендован для использования в других организациях.

В 1978 г. РН УР–500 была официально принята в эксплуатацию, но модернизация двигателей продолжалась.

В 90-е годы 20 века проведена общая модернизация УР–500 с выпуском РН «Протон-М» (увеличена тяга двигателей I ступени, доработаны двигатели II и III ступеней, уменьшены остатки незабора КТ, повышена экологическая безопасность I ступени и т. д.)

Современный опыт эксплуатации РН «Протон-К (М)» подтверждает высокую надежность работы ДУ (по ступеням), превосходящую показатели иностранных носителей, что признается международными организациями и коммерческими пользователями РН для вывода космических ПН.

5. Крупным творческим этапом стала разработка ДУ стратегических ракет УР-100 (с несколькими модификациями), которые отвечали требованиям высокой боеготовности к пуску, надежности, длительного нахождения в режиме дежурства, технологичности и т. д.

Идея общего комплекса мероприятий, позволившего создать ДУ с ЖРД с длительным нахождением жидких КТ в эксплуатации, получила наименование «ампулизация».

Указанные требования совместно с применением ТПК (транспортно – пускового контейнера) привели к созданию принципиально нового облика ДУ в целом и систем ПГСП – в частности. Разработанные по ТЗ нашего ОКБ двигатели Главных конструкторов С.А. Косберга (позднее А.Д. Конопатова), С.П. Изотова имели входные ампулизирующие клапаны. Системы подачи КТ были выполнены на сварных соединениях, специальные ампулизованные ДПК, совмещенные с предстартовым наддувом, и заправочные магистрали срабатывали только при пуске РН. Для обеспечения длительного нахождения КТ в баках была разработана, испытана и внедрена принципиально новая система предварительного дозированного газонасыщения КТ, которая позволяла обеспечить в баках при хранении требуемый диапазон давлений в заданном интервале изменения температур в ПУ. Оработка технологии насыщения КТ потребовала большого объема экспериментальных работ с подтверждением работоспособности двигателя.

Необходимый объем ЛКИ, проведенных в кратчайшие сроки, позволил выявить дефекты и устранить их. Уже в 1967 г. УР-100 была поставлена на дежурство.

Дальнейшие модификации ДУ проводились в обеспечение создания новых ракет с улучшенными тактико-техническими характеристиками. В 1996 г. работы по УР-100Н нашли свое продолжение в создании конверсионной ракеты «Рокот» (с разгонным блоком «Бриз-К»), вышедшей в настоящее время на этап коммерческой эксплуатации.

6. В 70-х годах велись интенсивные проработки ДУ для тяжелых многоблочных космических РН:

УР-530, УР-700 – на высококипящих КТ (с ДУ на базе УР-100, УР-500), УР-500МК – с двигателем ОКБ Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова на кислороде – керосине (разработка для РН «Н-1»), завершившиеся выпуском ЭП.

В тот же период был разработан ЭП новой III ступени РН «Протон» с ДУ на основе ЯРД (на жидком водороде). В 80-е годы работы по ДУ с ЯРД были продолжены с участием КБХА, НИИТП. Так двигатель РД-410 даже проходил испытания на стендовом комплексе «Байкал».

7. С 1969 г. в ОКБ начаты работы по созданию пилотируемых КА различного назначения: орбитальных станций «Салют», транспортных кораблей снабжения – ТКС, затем уникальной космической станции «Мир» и ее модулей. Потребовалась разработка специализированных многодвигательных ДУ (с ЖРД сравнительно малых тяг для управления, маневрирования, коррекции орбиты, причаливания), основанных на системах ПГС с вытеснительной и насосной подачей КТ, с дублирующими и резервными элементами, баками высокого и низкого давления, системой перскачки топлива и т. д. По ТЗ ОКБ были разработаны двигатели коррекции орбиты 11Д442 (КБХМ) тягой ~ 415 кгс, двигатели малой тяги (~ 40 и ~ 1,2 кгс) для стабилизации 11Д434М, 11Д432М (ТМКБ «Союз»). Специфичными проблемами явились дегазация КТ, применение особо чистых видов ингибированных КТ для двигателей малой тяги, создание новых типов бортовых систем измерения количества и выработки (перелива) КТ, разработка новых типов агрегатов, например, блока шаровых клапанов, баков с сильфонными вытеснительными устройствами и т. д.

Впервые в практике космических ДУ с помощью основного ТНА двигателей коррекции обеспечивался режим перскачки КТ из баков низкого давления в баки высокого давления. Созданные ДУ успешно эксплуатировались на протяжении многих лет.

Разработанные на этой базе, на основе международного сотрудничества ДУ ФГБ «Заря» и СМ «Звезда» успешно эксплуатируются в составе МКС. Особенностью ДУ является ее работа в двух режимах: двигательном и многократного приема – передачи (перскачки) топлива.

8. Особым видом ДУ явилась разработанная стартово-разгонная ступень с индексом «253» с двумя ЖРД РД-0242 (КБХА) тягой по 12тс для подводного старта крылатой ракеты. Двигатель и системы были отработаны на тяжелые условия эксплуатации (морские испытания, работа после «замораживания» КТ и т. д.). Это было обеспечено рядом оригинальных схемных и конструкторских решений (перелив КТ, блоки пироагрегатов, пирогильтинный узел разделения и т. д.). Начатые ЛКИ успешно проводились до прекращения работ по теме.

9. В середине 80-х начата разработка принципиально новых мощных космических энергетических установок на основе традиционных КТ и новых рабочих тел с созданием тяжелых спутников. Прототипом таких аппаратов явился уникальный спутник «Полус» (массой около 100 т) для первого ЛКИ РН «Энергия».

ДУ КА «Полус», которая должна была осуществить довыведение, стабилизацию и коррекцию орбиты была создана на основе ЖРД КБХМ (Генеральный конструктор Н. И. Леонтьев) и НИИМАШ (Главный конструктор Е. Г. Ларин) и систем подачи КТ, отработанных на ТКС. КБХМ были также разработаны мощные турбогенераторы на химическом топливе.

10. Разрабатываемая в настоящее время ДУ РН «Ангара» создается на экологически чистых КТ (кислород – керосин). Поиски оптимальной компоновочной схемы привели к созданию многоблочной конструкции РН, состоящей из унифицированных ракетных модулей (УРМ), из которых комплектуются I и II ступени, и дополнительно III ступени.

На I, II ступенях используется двигатель РД191 разработки НПО «Энергомаш», на III ступени – РД0124А (КБХА). В принципиальных схемах ДУ (ПГСР) блоков и ступеней использован богатый опыт создания РН тяжелого класса («Протон» и др.), а также разработок разгонных блоков 12КРБ, КВРБ, УКВБ.

Принцип унификации распространен и на схемы ПГСР (по блокам и ступеням) в части состава систем, их схемного и конструктивного решения, используемых агрегатов, блоков и т. д.

Одной из особенностей ДУ, наложившей общий отпечаток на ПГСР блоков, является пневмогидравлическая схема самого двигателя РД191, имеющая открытый, сообщенный с баком О кислородный тракт. Это вызвало необходимость введения в ПГСР постоянной циркуляции кислорода по схеме «бак – двигатель – бак», усиливаемой для снижения температуры перед пуском подачи гелия в трубопровод. В расходной магистрали О (УРМ) устанавливается также газуправляемый демпфер продольных колебаний ракеты.

Важной составляющей алгоритмов работы ПГСР (дренаж и наддув баков, выработка гелия наддува из ШБ, контроль состояния агрегатов и др.) является применение системы ИСАД (измерительной системы абсолютного давления), разрабатываемой вновь на современных физических принципах. ИСАД позволяет контролировать на СК и в полете заданные текущие значения давления, переустраивать уровни контролируемых давлений, прогнозировать темп снижения (повышения) давлений для принятия упреждающих решений, а также состояние ряда агрегатов (открыт, закрыт). Для контроля работоспособности двигателей РД191 при подготовке, запуске и на начальной стадии полета применены системы АПП и САЗ. В ДУ предусмотрена синхронизированная выработка КТ из баков О и Г каждого УРМ и ступени в целом. Управление работой ДУ основывается на алгоритмах, разрабатываемых ИПУ РАН по ТЗ КБ «Салют».

В системах ПГСР используются полиимидные трубопроводы, облегченные ЭПК и многие другие современные решения.

Предусматривается большой объем наземной ЛСО – от автономной отработки агрегатов до стендовых изделий для проведения «холодных» проливочных и «огневых» испытаний.



11. Разработанная в 90-х годах оригинальная во многих отношениях ДУ разгонного блока «Бриз» («К», «М») с многократным включением позволила существенно расширить возможности РН «Протон (К, М)».

Основными особенностями ПГСП явилось наличие центрального блока с топливными баками высокого и низкого давления (оптимального объема) и дополнительного торообразного сбрасываемого бака (с предшествующим переливом топлива в центральный – для «Бриз-М»).

Для опорожнения ДТБ в условиях отклонения вектора тяги разработаны принципиально новые для ПГСП капиллярные ЗУ из пористого металла. Жесткость и высокая стабильность свойств этого материала обеспечили снижение массы ЗУ в два раза и существенное сокращение невырабатываемых остатков топлива.

Для прототипа ДУ «Бриз» по ТЗ ОКБ был создан двигатель С5.98 (КБХМ) с турбонасосной системой подачи КТ, многократного включения, с качанием камеры в двух плоскостях и имеющим высокие энергомассовые характеристики.

Большие потенциальные возможности С5.98 позволили его модернизировать и в короткие сроки создать двигатель 14Д30 (с радиационно охлаждаемым сопловым насадком), успешно проходящий летные испытания в составе изделия «Бриз-М» с полетным ресурсом по суммарному времени работы (редким для ЖРД) – 3200 с (при пяти включениях).

Для комплектации ДУ по техническим заданиям НИИМАШ были созданы ЖРД малой тяги 11Д458 тягой 40 кГс и 17Д58Э тягой 1,3 кГс.

Основные преимущества данных ДМТ: снятие ограничений по режимам включений, большие ресурсы по времени работы и количеству включений, более высокая надежность работы двигателей, улучшенные энергетические и габаритно-массовые характеристики.

12. Одним из первых опытов международного сотрудничества было создание автономной ДУ стабилизации для бразильской РН, ДУ для КА «Экспресс» германского космического агентства. В 90-е гг. был разработан уникальный криогенный (кислород+водород) разгонный блок 12КРБ для индийской РН GSLV (организация ИСРО) – см. раздел 14.

13. Новым достижением в области ДУ явилась разработка ОКБ «Факел» по ТЗ КБ «Салют» электроракетных двигателей с использованием в качестве рабочего тела – газа ксенон, обеспечивающих при малых тягах (~ 4...8 г) удельный импульс тяги до 1600 с (комплекс СПД–100С, СПД–70).

С использованием таких двигателей создаются ДУ для универсальной платформы «Яхта» и спутника «КазСат».

14. Разработка кислородно-водородной ДУ для разгонных блоков (РБ) имеет длительную историю. В 1981 г. в КБ «Салют» начался первый этап с освоения опыта отработки экспериментального криогенного блока «Р» (в НИИХИМ-МАШ) с двигателем 11Д56 разработки КБХМ. В дальнейшем совместно с РКК «Энергия» были разработаны ЭП по нескольким вариантам РБ («Вихрь», «Смерч» и др.). Впоследствии КБ «Салют» осуществляло автономную разработку РБ «Шторм» для РН «Протон» с ДУ на основе ЖРД 11Д56У. После прекращения темы, на базе имеющихся материалов, в 1991 г. была начата разработка

криогенного блока 12КРБ (для ИСРО) с двигателем КВД1, который был модификацией 11Д56У.

ДУ разгонного блока с двумя включениями на кислородно-водородном топливе имела ряд принципиальных особенностей и отличий от ранее разработанных ДУ.

Основные особенности ПГСП определились физическими свойствами КТ, специфическим составом операций и тепломассобменных процессов, характерных для криогенных КТ, таких как захлаживание, заправка баков и выработка КТ из них в условиях внешнего теплоподвода; захлаживание топливных магистралей О и Г перед запуском двигателя; термостатирование кислорода в баке О для получения заданной температуры переохлаждения; компенсация потерь водорода на испарение путем подпитки; «раскипание» водорода сбросом давления из бака в дренаж для получения заданной пусковой температуры и др.

Из других, не менее важных, особенностей следует отметить повышенные требования по обеспечению пожаровзрывобезопасности эксплуатации, связанные с применением высокоэнергетического кислородно-водородного топлива; поставку двигателя КВД1 в виде комплекта автономных блоков, которые приобретают заверченный вид двигателя после «обвязки» системами ПГСП; требования многократного включения двигателя по программе полета.

Все это определило необходимый состав подсистем, обеспечивающий указанные и другие функциональные назначения.

При разработке ПГСП были впервые применены (внедрены) или опробованы в применении к РБ: эффективная криогенная теплоизоляция баков, трубопроводов и агрегатов на основе пенополиуретана; полиимидные трубопроводы, позволившие уменьшить массу, изъять сильфонные узлы; размещение КТ только в баках, с ампулизирующими мембранами на выходе, что позволило отказаться от систем циркуляции (типа «газ–лифт») и продувок двигателя на СК; размещение ШБН, ШБУ и ресивера пневмоуправления непосредственно в кислороде бака О; захлаживание топливной системы О и Г и трактов КВД1 в несколько этапов: предварительный перед стартом – продувкой холодным гелием (на уровне ~ 50К) и полетные – подачей КТ; термостатирование кислорода в баке «О» «душированием» из верхнего коллектора и сливом через ЗСК и др.

Для повышения безопасности работы и эксплуатации ПГСП были разработаны и реализованы специальные мероприятия: размещение искроопасных элементов (ЭПК, СД) в продуваемых инертным газом кожухах; запрет дренирования паров водорода из бака Г при прохождении ракетой атмосферного участка; назначение высоких норм допустимых негерметичностей с проверкой герметичности азотно-гелиевой смесью и в вакуум-камере; обеспечение повышенной чистоты баков и трубопроводов за счет дополнительных требований при изготовлении и к применяемым рабочим газам и др.

Для отработки ДУ был проведен огромный объем наземных лабораторно – стендовых испытаний: отработано более 50 типов агрегатов (по трем этапам на ~ 800 экземплярах); проведены испытания нескольких стендовых изделий («холодные» проливки систем на воде, проливки на натуральных КТ, «холодные» запуски КВД1 и огневые испытания), а также заправочного макета.

Принципиально новым явилась совместная отработка электроники СУ (работки ИСРО) совместно с ПГСП на стадии «холодных» и огневых испытаний. Это позволило отработать взаимную увязку работы и параметров систем СУ и ДУ на стадии наземных испытаний (задолго до ЛКИ).

Впервые при отработке ДУ было широко применено математическое моделирование тепломассообменных и гидравлических процессов, протекающих в системах ПГСП. Успешные летные испытания блока 12КРБ подтвердили работоспособность ПГСП и ДУ в целом.

На базе освоенных схемных, конструктивных и технологических решений по применению криогенных КТ (кислород+водород) в сравнительно короткие сроки, согласно имеющимся ЭП, могут быть созданы ДУ РБ, УКВБ (для РН «Протон-М», «Ангара»).

На базе изложенных тематических работ по ДУ необходимо особо отметить крупные принципиальные решения научно-технического плана, выполненные в различное время, примененные на многих изделиях и служащие основой для современной работы:

1. Создание по ТЗ КБ «Салют» совместно с фирмами – разработчиками (КБХА, НПОЭМ, КБХМ и др.) семейства ЖРД на высококипящих КТ (АТ+НДМГ), выполненных по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа в КС, с высокими энергетическими характеристиками, превышающими мировой уровень.

2. Разработка ряда специализированных ЖРД (разгона, коррекции, перекачки) и ЖРД малой тяги (совместно с КБХМ, НИИМАШ и др.) с обеспечением различных режимов работы, больших ресурсов по времени и количеству включений.

3. Разработка оригинальных принципиальных схем и технических решений по ПГСП различного типа ДУ, отражающих функциональное назначение изделий, современное конструктивное исполнение и состояние технологии (многодвигательных ДУ РН; ДУ космических станций и КА; электроракетных, ампулизованных и криогенных ДУ).

4. Создание различного типа систем (СОБ, СОБИС, РСК, СУРТ и др.) по регулированию выработки КТ из баков О и Г до минимальных остатков (совместно с институтом – разработчиком).

5. Разработка и выпуск научно-технически обоснованных ТЗ на разработку перспективных двигателей с учетом тенденций развития, а также ТЗ на агрегаты, узлы и системы (с указанием требований, параметров, характеристик, настроек элементов регулирования, условий работы и т. д.) по каждому изделию.

6. Разработка теории газонасыщения (и насыщения) высококипящих КТ и экспериментальная отработка способов приведения к заданным величинам.

7. Разработка теории и экспериментальная отработка эффективных заборных устройств различного типа, обеспечивающих минимальные невыработываемые остатки КТ в баках, и сетчатых капиллярных устройств удержания КТ в зоне ЗУ.

8. Отработка и внедрение высокотемпературного газогенераторного наддува баков О и Г на высококипящих КТ (АТ + НДМГ).

9. Разработка комплекса мероприятий по освоению кислородно-водородного топлива (принципиальных схем и характеристик двигателей, ПГСП; методик расчета; условий безопасности; специальных и заправочных технологий; объема ЛСО, ЛКИ и т. д.).

10. Разработка комплекса новых математических моделей приоритетного значения по тепломассообменным процессам, протекающим в баках с криогенными КТ (кислород + водород) в период работы ДУ в полете и после отделения ПН (совместно с НИИ НТ при МАИ).

11. Разработка комплекса методик по расчету параметров и характеристик работы систем ПГСП (по гидродинамике, сопротивлениям трактов; наддуву баков; запасам рабочих газов; остаткам КТ; расходам КТ и газов и т. п.).

12. Разработка алгоритмов ПГСП, РСК, СУРТ и др. систем, обеспечивающих необходимую последовательность срабатывания агрегатов, элементов и регулирование режимов работы ДУ (совместно с ИПУ РАН).

13. Инициативная разработка (совместно с НИИФИ) функциональной системы измерения абсолютного давления (ИСАД – с ФДД и НПФД) в баках, шарбаллонах и т. д. с обеспечением контроля и регулирования задаваемых уровней давления.

14. Разработка параметров и алгоритмов работы САЗ (средств аварийной защиты) двигателя (совместно с НПО ЭМ и др.) и СБН (системы безопасности носителя) в части двигателей и систем ПГСП.

15. Методическая разработка и внедрение программ-методик проведения пневмоиспытаний ДУ на герметичность и функционирование после окончательной сборки изделия (по каждому изделию) с использованием новых технологий.

16. Методическая разработка оптимального технически обоснованного плана проведения лабораторно-стендовой отработки ДУ в наземных условиях и ЛКИ (по каждому изделию).

17. Расчетное обоснование и подтверждение заданных основных удельных характеристик маршевых ЖРД и надежности по результатам ЛСО и ЛКИ (совместно с Центром им. М. В. Келдыша).

18. Создание новейших установок с электродвигателями и блоками их питания, обеспечивающими высокие удельные характеристики.

19. Разработка и внедрение новых конструкций ПГСП: сильфонных баков (с системой контроля выработки КТ); полиимидных трубопроводов (расхода КТ, дренажа баков и т. д.); системы ИСАД; ЭПК малой массы; различных типов пневмо и пироклапанов, разъемов трубопроводов и т. д. со специальным назначением (на уровне изобретений) с учетом новых технологических и материаловедческих достижений.

20. Формирование ИД и участие в освоении новых прогрессивных технологий (проверка герметичности воздушно – гелиевой смесью, вакуумированием; обеспечение заданной повышенной чистоты баков и систем; подготовка и заправка КТ в баки; повышение экологической безопасности полетов РН «Протон» и т. д.).

21. Разработка подробных циклограмм работы ДУ при предстартовой подготовке и в полете (входит в состав общей программы полета каждого изделия).

За период существования служб ДУ на базе разработок различного типа двигателей, систем ПГСП и проявленной творческой активности специалистов: защищены 9 диссертаций (на степень к.т.н.); получено свыше 200 авторских свидетельств на изобретения; выпущено около 70 эскизных, технических проектов и итоговых отчетов по отработке и испытаниям (в части ДУ); имеется более 25 печатных трудов (научных книг, статей, выступлений на конференциях и т. п.); выпущено не менее 15 отраслевых стандартов (по системам и методикам расчета элементов ПГС).

Службы ДУ с ЖРД, начиная с одной бригады (~ 10 человек), по мере расширения тематики, выросли в два отдела: проектно-конструкторский по ДУ и конструкторский по разработке агрегатов и систем, составившие двигательный комплекс. Численность этих отделов в отдельные периоды доходила до 250 человек. В настоящее время при большом тематическом разнообразии в составе этих же отделов – менее половины работников.

Большой существенный вклад в создание ДУ с ЖРД в различные периоды внесли многие специалисты разных поколений, среди них: Полухин Д.А., Миркин Н.Н., Наумов Л.С., Выродов В.А., Елизаров А.И., Егоров В.Н., Богатырев В.Т., Гневашев А.П., Караулов В.В., Кузюкин М.С., Николин В.А., Лаишевский В.Б., Кругерский М.С., Брун Е.М., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Довбня Н.И., Венгерский Э.В., Усов Г.Л., Никитин О.Д., Осипов Н.Н., Стрельцов А.И., Никулин В.Д., Елисеев В.В., Лашенков А.Н., Щербачев И.А., Рюмин Ю.И., Партола И.С., Воробьев Н.Н., Казначеев Д.Н., Широченко В.Д., Быков А.Б., Исхаков Р.А., Малиновская С.О., Антонов И.Н., Коробов Ю.Н., Некрасов В.Н., Мелкумов В.С., Афанасьев Л.А., Кириллов С.М., Персигов В.В., Беляков В.В., Деяннин И.И., Мосолов В.А., Ясевич В.А., Кузенков В.Е., Ковалев Н.Н., Борзов И.Н. и др.

Многие из них награждены высокими правительственными наградами, стали лауреатами государственных премий, а «главному двигателю» Д.А. Полухину было присвоено звание Героя труда.

Большинство двигательных установок с ЖРД, разработанных в ОКБ-23 КБ «Салют» были доведены до «металла», т.е. находятся или находились в различных стадиях эксплуатации. Их использование в ракетах-носителях, разгонных блоках, космических модулях обеспечили решение задач оборонного и космического приоритета страны.

## Создание самолетных ускорителей с ЖРД

*Гневашев А. П.*

В августе 1952 года Генеральным конструктором В. М. Мясищевым в составе двигательного подразделения КБ-600 (в структуре ОКБ-23) была создана конструкторская бригада, казалось бы, с несвойственным для самолетного ОКБ профилем работы – разработкой изделий с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД). Этот факт, с сегодняшних позиций, может рассматриваться как заро-

ждение направления работ по ДУ с ЖРД в существующем КБ «Салют» ГКНПЦ им. М. В. Хруничева.

Первой разработкой, выполненной бригадой в 1952–1955 гг. по приказу Министра ГКАТ от 30 июня 1952 г. было создание мощного стартового ускорителя с ЖРД, получившего индекс «СУМ», который не имел аналогов по своим параметрам. Он предназначался для сокращения длины разбега при взлете создаваемых стратегических тяжелых реактивных бомбардировщиков М4, 3М (массой около 200 т).

Следует отметить, что сокращение дистанции взлета всегда являлось актуальным в авиации. В данном случае, это было стратегической задачей, поскольку расширяло перечень аэродромов, пригодных для эксплуатации тяжелых самолетов.

На самолетах предусматривалась подвеска под крыльями двух заправленных стартовых ускорителей, одновременно включаемых при взлете и сбрасываемых после отработки режима.

В качестве прототипа было разрешено использовать двигательную установку разгонной ступени одного из эксплуатировавшихся ЗУРов с ЖРД С09.29.ОБ, тягой ~ 8600 кгс, разработки ОКБ-2 (ныне КБХМ им. А.М. Исаева).

В отличие от ЗУРа стартовые ускорители, исходя из назначения, должны были отвечать ряду специфических требований и потому принципиально отличаться от прототипа.

Специфика ускорителя и разрабатываемой ДУ СУМ заключалась в необходимости обеспечения: исключительной безопасности эксплуатации мощных ДУ с ЖРД (с баками заправленными токсичными и пожаро-взрывоопасными КТ) на борту пилотируемого объекта (подвеска, запуск и работа на взлете, сброс); надежного запуска и «огневой» работы в практически горизонтальном положении; передачи силы тяги через асимметрично расположенный передний узел подвески (на боковой поверхности корпуса); управления со стороны экипажа запуском, остановом двигателя (в том числе аварийным), а также сбросом ускорителей.

Не менее важным было свести до минимума тепловое и динамическое воздействие газовых струй двигателей на конструкцию самолета и бетонное покрытие ВПП.

Необходимо было найти простые и эффективные решения по доработке и адаптации уже разработанной конструкции к решению задач СУМ, а также провести комплексную отработку на земле и в полете.

В течение 1952 г. была разработана и в основном выпущена конструкторская и эксплуатационная документация, включавшая общую конструктивную схему ускорителя, схему его подвески и сброса (с согласованием ответных узлов на самолете); доработанную пневмогидравлическую схему ДУ (в том числе, с установкой клапана аварийного останова двигателя); электрическую схему ускорителя и его сопряжения с бортом по управлению; конструкцию дополнительных отсеков и узлов – носового с передним узлом подвески, хвостового с обтекателем двигателя (с бронезащитой), среднего узла подвески (на межбаковом отсеке) и т. д.; программу проведения статических испытаний (в связи с новой силовой схемой подвески и передачи тяги), стендовых доводочных и огневых испытаний ДУ, натурных испытаний на летающей лаборатории (самолет ТУ-4) по «огневой» работе и сбросу.

Ускоритель представлял собой «сигарообразную» конструкцию длиной ~ 8,3 м, диаметром 0,65 м и общей массой ~ 2800 кг (с заправленными ~1900 кг КТ). Он состоял из 6 отсеков: два из них – носовой и хвостовой изготавливались заново, баки О, Г, межбаковый отсек и отсек двигателя шли с некоторыми дооснащениями. Баки были снабжены предохранительными клапанами, агрегатами и магистралями заправки и подачи КТ. В межбаковом отсеке размещались редукторы давления и ряд клапанов наддува баков до давления 20 кгс/см<sup>2</sup> (воздухом от шаробаллона с исходным давлением 320 кгс/см<sup>2</sup>). В двигательном отсеке находились пусковые бачки О и Г и размещался собственно 4-камерный ЖРД. В двигателе в качестве основного горючего использовался керосин (типа Т1), пускового – ТГ-02. Основной и пусковой окислитель были на основе азотной кислоты. Полное время «огневой» работы ускорителя достигало ~ 55 с. Автоматика вытеснительной системы подачи КТ (сначала пусковых, а затем основных) в двигатель была построена на прорывных мембранах.

Ускоритель крепился к самолету в двух поясах: переднем и среднем с подвеской к доработанным бомбовым замкам. Боковые усилия в среднем поясе воспринимались стержнями.

Управление СУМ осуществлялось пилотом. При выдаче команды «Пуск» (на пульте) пироклапан открывал подачу воздуха в редукторы, откуда поступал в основные баки О и Г. По достижении заданного давления и прорыва мембран в расходных магистралях компоненты последовательно – сначала пусковые, а затем и основные поступали в камеры двигателя. По командам «Аварийный останов» (двигателя) или «Сброс» проводились заданные операции.

В обеспечение отработки ДУ СУМ на территории ЛИ и ДБ ОКБ-23 (г. Жуковский) в начале 1954 г. был построен специализированный стенд для огневых испытаний – СТУМ. Здесь же проводились гидроиспытания ряда агрегатов, пусковых бачков и т. д. Стенд представлял собой бокс для установки СУМ, «огневой» двор для выхода факела (с установленным участком обшивки фюзеляжа самолета) и пультовую для испытателей (с бронестеклом в ~ 3 м от ускорителя).

Испытания проводились в соответствии с программой Государственных стендовых и летных испытаний, утвержденной министром авиапрома и Главкомом ВВС.

Первое же огневое испытание (оно проходило ночью после целого дня подготовки) поразило присутствующих и особенно руководство ЛИ и ДБ бушующим огненным смерчем на «огневом» дворе от факела работающего двигателя и сопутствующими разрушениями (вылетели окно и дверь в пультовую, сорвана обшивка с участка фюзеляжа). Причиной того, как выяснилось, был взрыв смеси компонентов топлива за соплом. Это было новое явление, которое вылилось в проблему, ее необходимо было непременно устранить. Характерно, что этот взрыв не удавалось зарегистрировать существующими тогда датчиками, но он через раз «фиксирувался» разрушениями. После кропотливых работ совместно с разработчиками двигателя было установлено: взрыв за соплом возникает в случае опережения поступления в камеру сгорания горючего, что приводит к выбросу некоторого его количества из сопла, распылению, смешению с воздухом и последующему поджигу первой огневой струей факела. Происходило что-то ти-

па «объемного взрыва» по сегодняшней терминологии. Только для устранения взрыва за соплом было проведено 10 пусков с различными вариантами ликвидации опережения горючего (всего было изготовлено в ОП ОКБ-23 – 30 ускорителей).

Другая проблема возникла в связи с введением клапана аварийного останова, срабатывание которого приводило к возникновению повышенного гидроудара. Вследствие этого неоднократно отмечалось «раскрытие» по шву «бубликообразных» пусковых бачков. Проблема была решена доработкой клапана и упрочнением бачков.

Аварийный останов двигателя приводил также к возникновению обратной силы на узле подвески, что потребовало его доработки.

Для демонстрации стартового ускорителя были проведены полеты со сбросом натурного габаритно-массового макета с самолета ТУ-4. Было проведено также контрольное летное испытание ускорителя с огневой работой. Он был установлен в хвостовой части ТУ-4 (вместо кормовой кабины) и включен через некоторое время после начала разбега. Испытание прошло успешно. В целом, ускоритель СУМ достиг стадии готовности к эксплуатации на самолетах.

В.М. Мясичев держал под постоянным контролем процесс создания СУМ и лично направлял его в нужном направлении. В день проведения летного испытания СУМ произошла знаменательная встреча двух легендарных конструкторов «старшего» поколения Владимира Михайловича Мясичева и Алексея Михайловича Исаева (разработчика двигателя для СУМ). Встреча произошла на фоне подруливающего к ангару красавца-гиганта М4, совершившего в этот день очередной полет.

На базе СУМ в 1954 ... 1956 гг. был создан аналогичный стартовый ускоритель «СУ-50» (с большим временем работы) для сверхзвукового стратегического бомбардировщика М50.

В мае 1954 г. в ОКБ-23 были развернуты работы по созданию межконтинентальной крылатой ракеты «Буран» (изделие «42») с маршевым двигателем СПВРД. Для вертикального старта и разгона МКР (до рабочей скорости СПВРД) тем же коллективом специалистов были разработаны мощные стартовые ускорители (изделие «41»). Они представляли собой автономные двигательные модули (а по сути – ракеты) с ЖРД 8Д59 разработки ОКБ-456 (ныне НПО «Энергомаш») тягой по 64 тс (на компонентах АК-27 и ТМ-185). В комплекте из четырех ускорителей, устанавливаемых вокруг фюзеляжа МКР, они составляли I ступень изделия «40».

К моменту закрытия темы (1957 г.) ДУ ускорителя уже проходила «горячие» испытания по наддуву баков на стенде СТУМ и осваивалась в производстве на специально выделенном заводе.

Зачинателями работ по стартовым ускорителям с ЖРД были выпускники МАИ 1950-1951 гг.: Выродов В.А., Елизаров А.И., Миркин Н.Н., Наумов Л.С., Полухин Д.А., «старые» специалисты – Шпанько К.С. (первый начальник бригады), Егоров В.Н., Марунин А.И. и др. Позднее, в августе 1954 г., в коллектив влились выпускники КАИ (по специальности ЖРД) Богатырев В.Т., Гневашев А.П., Караулов В.В., Колчин Ю.П., Кузюкин М.С., Лаишевский В.Б. Первыми испытателями были Невернов П.С. (начальник СТУМ), Масленни-



ков Е.М., Жилин Н.Н., Медведев Б.Н., Малышев В.В. и др. Все они, в основном, прошли весь цикл создания – от разработки схем и КД (по СУМ или СУ-50) до проведения отработки и сдачи, практически, в эксплуатацию.

Для коллектива молодых инженеров создание СУМ и СУ-50 явилось первой, объемной и ответственной работой, требующей решения, помимо основных задач по ЖРД и ПГСР, также ряда смежных вопросов. В то время в бригаде «все занимались всем»: сегодня ты – конструктор, расчетчик, завтра – электрик, послезавтра – испытатель. В таком стиле работы формировались инженеры – «комплексники», которых впоследствии особенно «ценил» Дмитрий Алексеевич Полухин, ставший крупным специалистом сначала по ДУ с ЖРД, а затем и в целом по ракетно-космической технике как Генеральный конструктор.

Возможно, именно, поэтому из состава конструкторов и испытателей по стартовым ускорителям впоследствии выросли руководители высокого ранга – Д.А. Полухин, Н.Н. Миркин, Л.С. Наумов, Шпанько К.С., Невернов П.С., Выродов В.А., а также начальники среднего звена – Егоров В.Н., Колчин Ю.П., Гневашев А.П., Караулов В.В., Богатырев В.Т., Кузюкин М.С., Лаишевский В.Б.

Подводя своеобразный итог, следует отметить:

1. В ОКБ-23 в 1952 ... 1956 гг. впервые в стране и мировой практике были разработаны и доведены до состояния эксплуатации самые мощные стартовые ускорители с ЖРД (на высокипящих КТ) для сокращения дистанции взлета тяжелых стратегических бомбардировщиков.

2. Коллектив конструкторов и испытателей стартовых ускорителей явился основой для создания внутри самолетного ОКБ-23 нового направления – ДУ с ЖРД, которое в дальнейшем, с переходом на ракетно-космическую тематику, получило развитие в развернутые службы ДУ с ЖРД КБ «Салют».

3. Разносторонняя конструкторская и испытательская деятельность создателей стартовых ускорителей, практиковавшаяся глубокая и детальная проработка всех вопросов, поощрявшаяся инициатива «молодых специалистов» широко раскрывали возможности каждого и способствовали созданию своеобразной «школы» специалистов – «комплексников».

## **Работоспособность и весовая отдача заборных устройств**

*Партола И.С.*

Современный рынок космических запусков характеризуется жесткой конкуренцией производителей средств выведения космических аппаратов и увеличением массы последних. В результате сложились жесткие требования к энерго-массовым характеристикам и стоимости ракет-носителей и, особенно, разгонных блоков (РБ) и верхних ступеней ракет-носителей (РН). Кроме того, предъявляются высокие требования к надежности РБ и РН, в частности, их двигательных установок. Значительные размеры многих полезных нагрузок требуют сокращения осевого размера разгонного блока, что обеспечивается, в частности, применением торовых топливных баков, а также баков с днищем, имеющим форму незамкнутого (сверху) тора.

Внутрибаковые заборные устройства являются обязательной составной частью двигательной установки разгонных блоков и предназначены для обеспечения сплошности потока жидкого топлива на выходе из баков и **минимизации невырабатываемых остатков топлива в баках**. Кроме того, заборные устройства (ЗУ) не должны усложнять и утяжелять конструкцию топливного бака.

Типы и варианты заборных устройств представлены на рис. 1.

Наиболее простую конструкцию имеют **заборные устройства точечного забора топлива**. Они обладают минимальной массой, просты и технологичны в изготовлении, однако требуют строго осевой ориентации вектора перегрузки при опорожнении топливного бака. Эти конструктивные особенности определяют область применения заборных устройств точечного забора топлива – топливные баки ракет-носителей с однократным включением двигателя. Кроме того, такие заборные устройства могут применяться в разгонных блоках с мощной системой обеспечения запуска (СОЗ) маршевого двигателя. Однако, в последнем случае требуется агрегат, обеспечивающий удержание жидкости в расходном трубопроводе во время пассивного полета разгонного блока по орбите. В результате более выгодным оказывается применение заборного устройства с сепаратором газовых включений.

**Заборные устройства с сепаратором газовых включений**, как это следует из названия, оснащено специальным устройством, обеспечивающим разделение газовой и жидкой фаз на выходе из топливного бака. Как правило, это устройство представляет собой емкость, в которой скорость потока оказывается ниже скорости всплытия газовых включений при действующей в полете перегрузке. Полезным в таком устройстве является использование сетчатых экранов, расположенных перпендикулярно скорости потока. Сетчатые экраны обеспечивают разделение жидкой и газовой фаз благодаря капиллярным силам в ячейках сетки. При достаточном объеме сепарирующей емкости удастся опорожнить основной бак разгонного блока до конструктивных остатков при значительных (несколько градусов) отклонениях вектора тяги маршевого двигателя от продольной оси бака. Заборные устройства с сепаратором газовых включений широко применяются в разгонных блоках с многократным включением маршевого двигателя. Недостатком подобных заборных устройств является невозможность их использования при малых перегрузках.

**Заборные устройства распределенного забора топлива** обеспечивают сбор жидкого топлива на достаточно большом удалении от расходной магистрали. Для случая, когда действующее значение перегрузки не превышает

$$n_{x,y,z} \leq 10^{-2}$$

широкое применение получили **капиллярные заборные устройства**, которые представляют собой систему каналов, разветвленную по топливному баку. В результате обеспечивается постоянный контакт заборного устройства с жидким топливом. Удержание жидкости внутри канала и сепарация газовых включений из входного потока жидкости обеспечивается капиллярным перепадом давления на мелкоячеистой сетке, из которой изготовлен канал. Капиллярные заборные устройства распределенного забора топлива нашли широкое применение в дви-

гательных установках космических аппаратов и вспомогательных двигательных установках многоразовых транспортных кораблей (МТКК).

В разгонных блоках, при больших значениях перегрузки предпочтение отдано желобам переменного сечения и необходимо использование предварительно осаждения топлива к заборному устройству.

$$n_x \cong 0,2$$

Сравнение [3], [4], [5] показывает, что капиллярные заборные устройства обеспечивают потенциально большую гибкость схемы полета, чем система обеспечения запуска при помощи двигателей малой тяги. Капиллярные заборные устройства оказываются легче, чем система, использующая двигатели малой тяги. Весовые преимущества увеличиваются для полетов с большим количеством включений маршевого двигателя.

Капиллярные заборные устройства обеспечивают удержание топлива у заборного устройства бака в количестве, необходимом для запуска двигателя. Осаждение топлива к заборным устройствам происходит во время запуска маршевого двигателя и тяге, растущей до максимальной величины на завершающей стадии осаждения.

Капиллярное заборное устройство (КЗУ) торовых дополнительных топливных баков (ДТБ) РБ «Бриз-М» представляет собой кольцевой коллектор (рис. 2), выполненный из комбинированного пористого сетчатого металла (КПСМ) по бескаркасной схеме. КЗУ устанавливается на днище ДТБ и обеспечивает выработку ДТБ до конструктивных невырабатываемых остатков при отклонении вектора тяги маршевого двигателя до  $4^\circ$  от продольной оси изделия в любой плоскости. Прорыв газа в полость КЗУ не приводит к утрате его работоспособности, выработка топлива из бака продолжается в составе газожидкостной смеси. Кроме того, КЗУ исключает перелив жидкого топлива между топливными баками в паузах между импульсами маршевого двигателя.

КЗУ выполнено из фазоразделителей разного диаметра. Диаметр фазоразделителей уменьшается по мере удаления от переливной трубы, сообщающей КЗУ с ДТБ. В результате снижается гидравлический перепад давления, приводящий к прорыву газа в полость КЗУ.

Комбинированный пористый сетчатый металл (КПСМ) создан в НИИ энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана и широко применяется для фильтров в различных отраслях промышленности. КПСМ представляет собой пакет металлических сеток, соединенных между собой по специальной технологии.

КПСМ обладает следующими преимуществами перед капиллярными сетками:

- длина капиллярного канала (0,8...1,5) мм (объемная структура КПСМ) обеспечивает более устойчивую работу КЗУ после прорыва газа и в условиях вибрации;
- исключены производственные дефекты, снижающие капиллярную удерживающую способность капиллярной сетки;

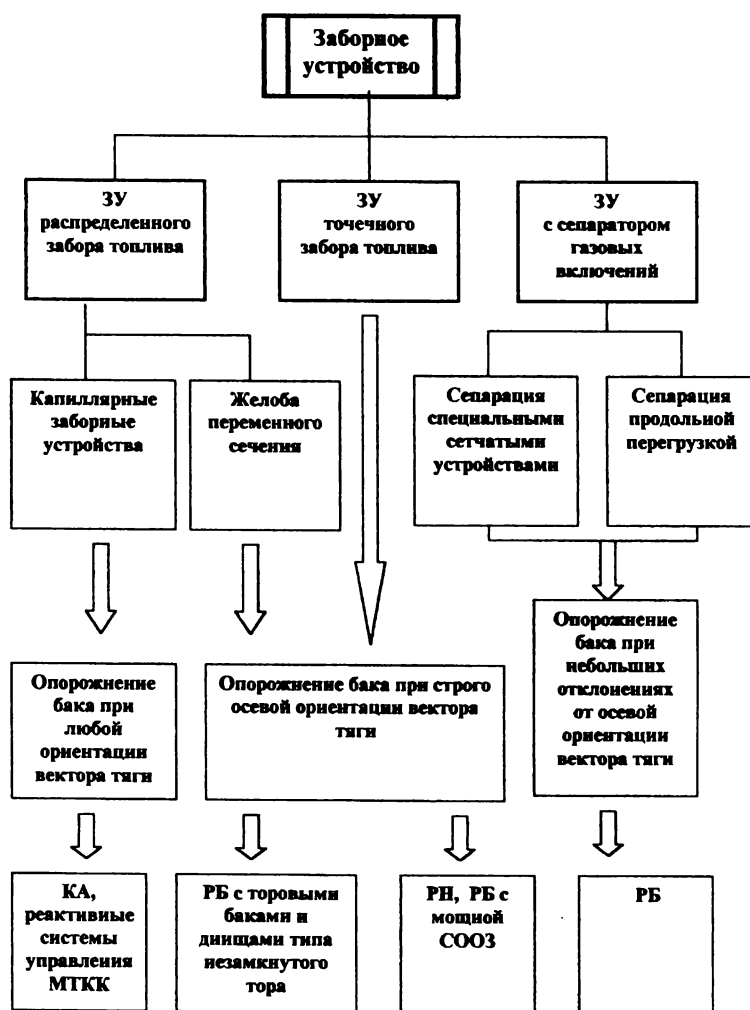


Рис. 1. Классификация и применение заборных устройств

- высокая равномерность структурных показателей (средний и максимальный размеры пор) и соотношения этих показателей;
- стабильность структурных параметров в процессе эксплуатации, обеспечиваемая жесткой структурой;
- возможность изготовления из КПСМ объемных изделий без дополнительных силовых каркасных элементов, что обеспечивает снижение массы КЗУ;
- технология изготовления КПСМ позволяет задавать в широких пределах пористость материала.

КПСМ, применяемый для КЗУ ДТБ РБ «Бриз-М», трехслойный: 2 внешних силовых слоя и внутренний функциональный слой, эквивалентный диаметр капиллярной ячейки  $d_{\text{экв}} \sim 54$  мкм. Пористость КПСМ – 50 %.

Использование КЗУ из КПСМ обеспечивает:

- сокращение невырабатываемых остатков топлива в ДТБ в (5...6) раз;
- существенное упрощение конструкции и технологии изготовления днищ топливных баков (исключен желоб);
- минимизацию массы КЗУ до 5 кг по каждому баку.

В табл. 1 приведен сравнительный анализ условий функционирования КЗУ дополнительных топливных баков РБ «Бриз-М» и ряда зарубежных аналогов.

Таблица 1

**Условия функционирования капиллярных заборных устройств  
распределенного забора топлива [4], [5]**

| Аппарат \ Параметр                 |                          | Компонент топлива             | Критерии подоби́я процессов функционирования заборных устройств |       |
|------------------------------------|--------------------------|-------------------------------|-----------------------------------------------------------------|-------|
|                                    |                          |                               | We                                                              | Bo    |
| МТКК Space Shuttle                 |                          | ММГ                           | 0,123                                                           | 0,454 |
|                                    |                          | N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> | 0,227                                                           | 1,09  |
| КА<br>фирмы<br>Martin Marietta *** | Электроракетная ДУ       | Ar                            | 0,327                                                           | 3,62  |
|                                    | Ракетная ступень (ДУ МТ) | CH <sub>4</sub>               | 0,151                                                           | 0,897 |
|                                    |                          | Орбитальный танкер            | O <sub>2</sub>                                                  | 0,050 |
|                                    |                          |                               | H <sub>2</sub>                                                  | 0,065 |
| Бак водорода РБ Centaur D-1S       |                          | H <sub>2</sub>                | 0,074                                                           | 0,201 |
| РБ «Бриз-М»                        |                          | НДМГ                          | 0,100                                                           | 0,610 |
|                                    |                          | N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> | 0,219                                                           | 1,12  |

## ЛИТЕРАТУРА

1. Большаков В.А., Новиков Ю.М., Партола И.С. «Средства обеспечения сплошности жидких компонентов топлива в системе питания РБ «Бриз-М» с дополнительным (сбрасываемым) топливным баком»; XXXIV научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, РАН, Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1999.
2. Большаков В.А., Новиков Ю.М., Партола И.С. «Некоторые аспекты разработки капиллярного заборного устройства торовой формы на основе комбинированных пористых сетчатых металлов»; Международная конференция «Передовые технологии на пороге XXI века», Правительство Москвы, НИЦ «Инженер», 1998.
3. Партола И.С. «Результаты проектирования и отработки капиллярных заборных устройств торового топливного бака РБ «Бриз-М»; Первая международная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии», посвященная 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея, МГТУ им. Н.Э. Баумана, НПО «Машиностроение», 2004.
4. M.H. Blatt, J.C. Aydelott «Centaur Propellant Acquisition System» – AIAA/SAE 11<sup>th</sup> Propulsion Conference, Anaheim, Calif., 1975.
5. R.L. Eidson «Cryogenic Upper Stage Propulsion Systems Evolution» – AIAA/SAE/ASME/ASEE 28<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference, Nashville, TN, 1992.

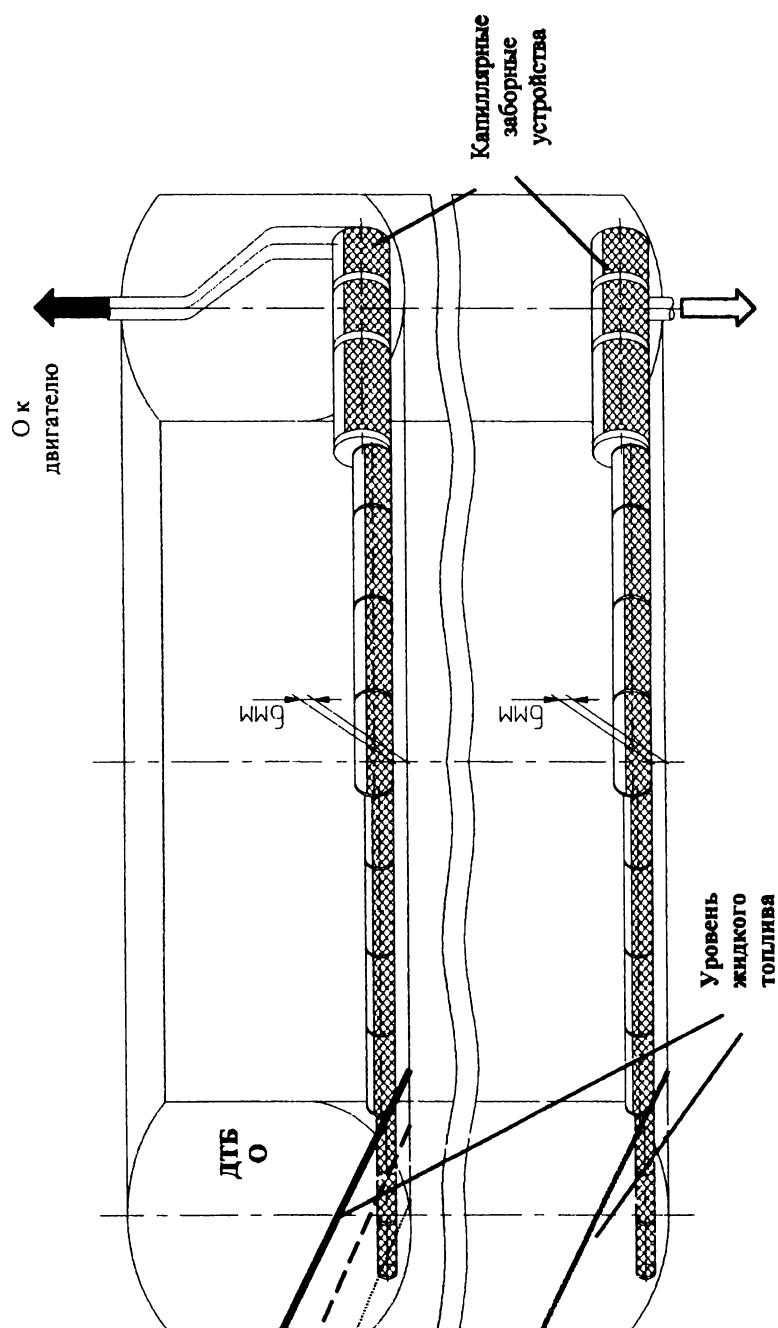


Рис. 2. Принцип действия КЗУ торового бака

## Теоретические основы разработки и экспериментальной отработки капиллярных заборных устройств с минимальными остатками топлива

*Корольков А.А., Партола И.С., Сапожников В.Б.*

В конструкции капиллярных заборных устройств (КЗУ) торовых топливных баков используются фазоразделители на основе комбинированных пористых сетчатых металлов (КПСМ).

Как известно, принцип действия КЗУ (см. рис. 1) основан на использовании капиллярных сил для удержания жидкого топлива внутри пористого коллектора при окончании выработки торового топливного бака. Пористость обеспечивает поступление жидких компонентов топлива в КЗУ (и далее в расходный трубопровод) через погруженную часть коллектора. В то же время, капиллярный перепад давления препятствует прорыву газа в расходный трубопровод через участки КЗУ, оказавшиеся в газовой полости вследствие отклонения вектора тяги двигателя от продольной оси изделия.

В работе рассматриваются КЗУ постоянного и переменного по длине диаметра. Диаметр трубок уменьшается по мере удаления от выхода КЗУ. В результате снижается гидравлический перепад давления, приводящий к прорыву газа в полость КЗУ. Часть боковой поверхности КЗУ выполнена непроницаемой для жидкости.

Работу такого заборного устройства можно описать, составив систему уравнений, связывающую функции состояния системы (скорость жидкости вдоль КЗУ  $w$ , скорость жидкости через боковую стенку КЗУ  $v$ , давление в полости КЗУ  $p$ ), физические свойства жидкости и КПСМ и конструктивные параметры схемы, приведенной на рисунке 1.

При этом вводятся следующие допущения:

- прорыв газа в полость КЗУ не останавливает выработку жидкости из бака, жидкость продолжает поступать в расходный трубопровод в составе газожидкостной смеси;
- суммарный секундный расход жидкости и газа через выходное сечение КЗУ есть постоянная по времени величина, не зависящая от функций состояния системы (в двигательных установках ракет – носителей и разгонных блоков он определяется параметрами турбонасосного агрегата (ТНА) маршевого двигателя);
- движение жидкости и газа происходит только по направлению из бака в полость КЗУ;
- течение жидкости через пористую стенку КЗУ КПСМ происходит по нормали к стенке, в результате отсутствует вязкое трение на внутренней поверхности пористой трубы в зонах КПСМ, прозрачных для жидкости;
- краевой угол смачивания жидкостью КПСМ равен  $\theta = 0^0$  (возможность данного допущения обусловлена тем, что в модели будет использовано не фактическое значение размера ячейки пористой стенки, а его эффективное значение  $d_{\text{экс}}$ , определяемое на основе экспериментальных данных по величине капиллярной удерживающей способности (КУС) конкретного материала);
- течение в трубе стационарное, одномерное, изотермическое;
- фазовые переходы в системе отсутствуют.

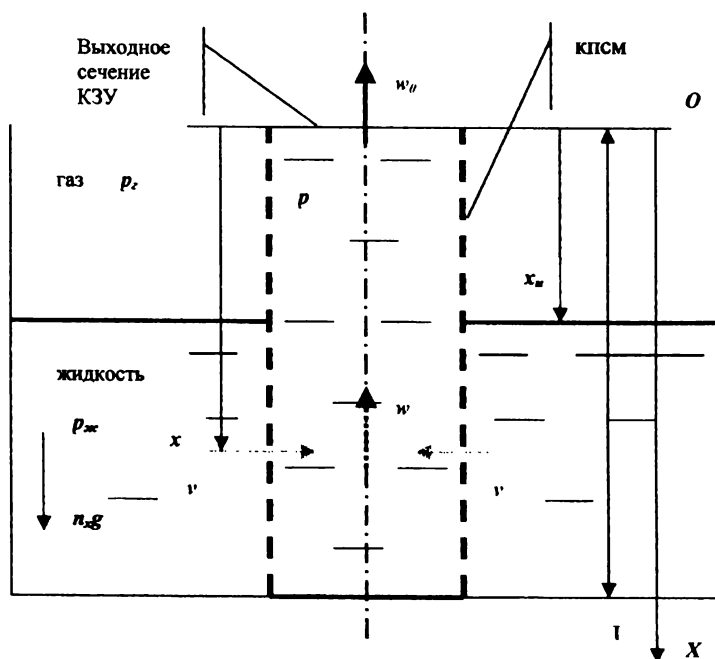


Рис 1. Принцип действия КЗУ и расчетная схема:

- $x$  – продольная координата, м;
- $L$  – длина КЗУ, м;
- $x_u$  – текущая координата уровня жидкости, м;
- $n_x g$  – действующее ускорение,  $\text{м/с}^2$ ;
- $v$  – скорость жидкости через боковую стенку КЗУ,  $\text{м/с}$ ;
- $w$  – скорость жидкости вдоль КЗУ,  $\text{м/с}$ ;
- $w_0$  – скорость жидкости в выходном сечении КЗУ,  $\text{м/с}$ ;
- $p$  – давление в полости КЗУ, Па;
- $p_g$  – давление в газовой полости бака КЗУ, Па;
- $p_ж$  – давление в жидкостной полости бака, Па.

Указанные допущения позволяют записать для расчетной схемы (см. рис. 1) базовую систему обыкновенных дифференциальных уравнений сохранения импульса (количества движения) и массы жидкости, проходящей по трубе (неразрывности). Допущение об отсутствии фазовых переходов в системе и изотермическом протекании процесса исключают из рассмотрения уравнение сохранения энергии в термодинамической форме. Уравнение сохранения импульса (количества движения) в проекциях на ось  $Ox$  имеет вид:

$$\rho S dx \frac{dw}{dt} = n_x g \rho S dx - dp S - \alpha(x) \lambda \frac{dx}{D} \frac{\rho w^2}{2} S \operatorname{sgn}(w), \quad (1)$$

где  $x$  – продольная координата, м;  
 $t$  – текущее время, с;  
 $\rho$  – плотность жидкости,  $\text{кг/м}^3$ ;



$S$  – площадь сечения трубы,  $\text{м}^2$ ;

$w$  – скорость жидкости вдоль КЗУ,  $\text{м/с}$ ;

$n_x g$  – действующее ускорение,  $\text{м/с}^2$ ;

$p$  – давление в полости КЗУ,  $\text{Па}$ ;

$\alpha = \alpha(x)$  – отношение площади непроницаемой для жидкости части поверхности участка КЗУ к полной площади боковой поверхности этого участка («перекрытие» поверхности);

$\lambda$  – коэффициент трения на внутренней поверхности КЗУ;

$D$  – внутренний диаметр КЗУ,  $\text{м}$ .

Введение функции  $\text{sgn}(w)$  в уравнение (1) отражает факт противоположной направленности силы трения и скорости жидкости. Разделив обе части равенства (2.2) на  $\rho S dx$ , получим с учетом  $w = dx/dt$ :

$$w \frac{dw}{dx} = n_x g - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} - \alpha(x) \lambda (\text{Re}_{mp}) \frac{w^2}{2D} \text{sgn}(w), \quad (2)$$

где  $\text{Re}_{mp} = \frac{wD}{\mu}$  – число Рейнольдса для течения внутри трубы;

$\mu$  – кинематическая вязкость жидкости,  $\text{м}^2/\text{с}$ .

Уравнение сохранения массы (неразрывности) для течения через пористую стенку в сечении с координатой  $x$  (см. рис.) имеет вид:

$$\rho v \pi D (1 - \alpha(x)) dx = \rho dw \frac{\pi D^2}{4}, \quad (3)$$

где  $v$  – скорость жидкости через боковую стенку КЗУ,  $\text{м/с}$ .

После сокращений получим:

$$\frac{dw}{dx} = (1 - \alpha(x)) \frac{4v}{D}. \quad (4)$$

Система уравнений (2), (4) замыкается уравнением связи давления внутри трубы со скоростью движения жидкости через пористую стенку  $p = f(v)$  и геометрическим соотношением для  $\alpha(x)$ .

Потери давления при проходе жидкости через пористую стенку трубы снаружи внутрь могут быть описаны зависимостью:

$$p_{\text{ж}} - p = \xi(v) \frac{\rho v^2}{2}, \quad (5)$$

где  $p_{\text{ж}}$  – давление в жидкостной полости бака,  $\text{Па}$ ;

$\xi(v)$  – коэффициент местного гидравлического сопротивления пористой стенки трубы с учетом поворота жидкости в трубе на  $90^\circ$  и изменения скорости жидкости от  $v$  до  $w$ .

Величина коэффициента местного гидравлического сопротивления определяется известной эмпирической формулой:

$$\xi(v) = A + \frac{B}{\text{Re}_n}; \quad (6)$$

где  $\text{Re}_n = \frac{v d_{\text{экв}}}{\mu}$  – число Рейнольдса для течения через пористую стенку;

$d_{\text{экв}}$  – эквивалентный диаметр капиллярной ячейки КПСМ, м;

$A, B$  – эмпирические параметры пористой стенки.

Давление в жидкостной полости бака  $p_{\text{ж}}$  определяется давлением в газовой полости бака и координатой (глубиной погружения) тескущего сечения КЗУ:

$$p_{\text{ж}} = p_z + \rho n_x g(x - x_u), \quad (7)$$

где  $p_z$  – давление в газовой полости бака КЗУ, Па;

$x_u$  – текущая координата уровня жидкости, м.

Подставляя (6) и (7) в (5) получим, с учетом предположения о движении жидкости только по направлению из бака в полость КЗУ:

$$\begin{cases} v \Leftarrow p = p_z + \rho n_x g(x - x_u) - \left( A + \frac{B}{\text{Re}_n} \right) \frac{\rho v^2}{2}, & x \geq x_u \\ v = 0, & x < x_u \end{cases} \quad (8)$$

Контакт стенок трубы с жидкостью в формализованном виде может быть описан функцией  $\alpha = \alpha(x)$ :

$$\begin{cases} \alpha(x) = 1, & x < x_u \\ \alpha(x) = \frac{S_{\text{нпр}}}{S_{\text{бок}}}, & x \geq x_u \end{cases}, \quad (9)$$

где  $\alpha(x)$  – отношение площади непроницаемой для жидкости части поверхности участка КЗУ к полной площади боковой поверхности этого участка («перекрытие» поверхности);

$S_{\text{бок}}$  – площадь боковой поверхности КЗУ, погруженной в жидкость, м<sup>2</sup>;

$S_{\text{нпр}}$  – площадь боковой поверхности КЗУ, непроницаемой для жидкости, м<sup>2</sup>.

Система обыкновенных дифференциальных уравнений (2) и (4), замкнутая уравнениями связи (8) и (9) с учетом (6) может быть решена известными численными методами после задания граничных условий. Решение должно проводиться для каждого значения текущей координаты уровня жидкости  $x_u$ .

Граничные условия (условия однозначности) для системы (2), (4) могут быть представлены в виде:

$$w|_{x=0} = w_0; \quad w|_{x=L} = 0, \quad (10)$$

где  $w_0$  – скорость жидкости в выходном сечении КЗУ, м/с:

$$w_0 = \frac{\dot{Q}}{\pi D^2/4}, \quad (11)$$

где  $\dot{Q}$  – объемный секундный расход через выходное сечение КЗУ, м<sup>3</sup>/с.

Рассмотрим изменение базовой системы дифференциальных уравнений после прорыва газа в полость КЗУ.

Условие прорыва газа в полость КЗУ имеет вид:

$$p_z - p = \sigma \left( \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \cos \theta, \quad (12)$$

где  $\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения на границе раздела «жидкость-газ», Н/м;

$p_z$  – давление в баке, Па;

$p$  – давление в полости КЗУ, Па;

$R_1, R_2$  – капиллярные радиусы ячейки пористой стенки (поры КПСМ), м;

$\theta$  – угол смачивания (краевой угол).

Сложная пространственная структура КПСМ делает необходимым использование не фактических значений размера капиллярных радиусов ячейки пористой стенки  $R_1, R_2$ , а эффективное значение ее эквивалентного диаметра  $d_{экс}$ , определяемого на основе экспериментальных данных по величине капиллярной удерживающей способности (КУС)  $\Delta p_{кус}$  конкретного материала. При этом возможно положить, что краевой угол смачивания жидкостью КПСМ равен  $\theta = 0^\circ$ :

$$p_z - p = \frac{4\sigma}{d_{экс}} = \Delta p_{кус}. \quad (13)$$

Если пренебречь массой газа, поступающего в полость КЗУ через не погруженную в жидкость поверхность, уравнения сохранения количества движения (2) и неразрывности (4) и уравнения связи (8) и (9) не претерпевают изменений после прорыва газа в полость КЗУ. Подстановка (4) в (2) и разрешение последнего относительно производной давления по координате  $\frac{dp}{dx}$  позволяет определить место прорыва газа в КЗУ:

$$\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} = n_x g - w(1 - \alpha(x)) \frac{4\nu}{D} - \alpha(x) \lambda(Re_{тр}) \frac{w^2}{2D} \operatorname{sgn}(w). \quad (14)$$

Из уравнения (14) следует, что производная давления по координате  $\frac{dp}{dx}$  является положительной величиной ( $w < 0$ ), следовательно, давление  $p$  – монотонно возрастающая функция. Это означает, что минимальное значение давления  $p$  и максимальное значение перепада давления между полостями бака и КЗУ соответствует значению координаты  $x = 0$ . Таким образом прорыв газа происходит в районе выходного сечения КЗУ.

После прорыва газа на выходе КЗУ устанавливается давление, определяемое капиллярной удерживающей способностью КЗУ:

$$p_0 = p_z - \frac{4\sigma}{d_{\text{эКВ}}} . \quad (15)$$

Следовательно, граничные условия (условия однозначности) для системы (2), (4) после прорыва газа в полость КЗУ могут быть представлены в виде:

$$p|_{x=0} = p_r - \frac{4\sigma}{d_{\text{эКВ}}} ; \quad w|_{x=L} = 0 . \quad (16)$$

Постоянная во времени величина давления в выходном сечении КЗУ позволяет (с учетом (5)) сделать вывод: объемный расход жидкости из бака снижается пропорционально величине площади погруженной поверхности КЗУ ( $v \approx \text{const}$ ). Кроме того сделано предположение (см. п.1), что суммарный секундный расход жидкости и газа через выходное сечение КЗУ есть постоянная по времени величина, не зависящая от функций состояния системы.

Таким образом, возможно определить секундный объемный расход газа через выходное сечение КЗУ:

$$\dot{Q}_r = \dot{Q} - w|_{x=0} \cdot \frac{\pi D^2}{4} . \quad (17)$$

При этом относительное газосодержание  $\beta$  равно:

$$\beta = \frac{\dot{Q}_g}{\dot{Q}} . \quad (18)$$

Для анализа подобия натурального и модельного процессов функционирования КЗУ и определения критериев подобия базовая система, состоящая из уравнения сохранения количества движения (2), уравнения неразрывности (4) и уравнений связи (8) и (9), приводится к безразмерному виду. Для этого используем следующие безразмерные переменные, константы и критерии подобия:

$$\begin{aligned} \bar{x} &= \frac{x}{L}; \quad \bar{w} = \frac{w}{w_0}; \quad \bar{p} = \frac{p d_{\text{эКВ}}}{\sigma}; \\ We &= \frac{\rho w_0^2 d_{\text{эКВ}}}{\sigma}; \quad Fr = \frac{w_0^2}{n_x g D}; \quad Bo = \frac{\rho n_x g d_{\text{эКВ}} L}{\sigma}; \\ \bar{D} &= \frac{D}{L}; \quad \bar{x}_u = \frac{\bar{x}_u}{L}; \quad \bar{p}_z = \frac{p_z d_{\text{эКВ}}}{\sigma}; \quad \bar{Q} = \frac{\dot{Q}}{w_0^2 \cdot \pi D^2 / 4}, \end{aligned}$$

где  $w_0$  – абсолютная величина скорости жидкости в выходном сечении КЗУ до прорыва газа в полость КЗУ, м/с;

$L$  – длина КЗУ, м;

$D$  – диаметр выходного сечения КЗУ, м.

После подстановок получим следующую систему уравнений:

$$\bar{w} \frac{d\bar{w}}{d\bar{x}} = \frac{1}{Fr} \cdot \frac{1}{D} - \frac{d\bar{p}}{d\bar{x}} - \alpha(\bar{x}) \lambda(\text{Re}_n) \frac{\bar{w}^2}{D} \text{Wesgn}(\bar{w}), \quad (19)$$

$$\frac{d\bar{w}}{d\bar{x}} = (1 - \alpha(\bar{x})) \frac{4\bar{v}}{D}, \quad (20)$$

$$\begin{cases} \bar{v} \Leftarrow \bar{p} = \bar{p}_r + Bo(\bar{x} - \bar{x}_u) - \left( A + \frac{B}{\text{Re}_n} \right) We \frac{\bar{v}^2}{2}, & \bar{x} \geq \bar{x}_u \\ \bar{v} = 0, & \bar{x} < \bar{x}_u \end{cases} \quad (21)$$

$$\begin{cases} \alpha(\bar{x}) = 1, & \bar{x} < \bar{x}_u \\ \alpha(\bar{x}) = \frac{S_{\text{пер}}}{S_{\text{бок}}}, & \bar{x} \geq \bar{x}_u \end{cases} \quad (22)$$

$$\beta = 1 - \bar{w}|_{x=0}. \quad (23)$$

Система уравнений (19) ... (23) решается для следующих граничных условий (условий однозначности):

– до прорыва газа в КЗУ:

$$\bar{w}|_{\bar{x}=0} = 1, \quad \bar{w}|_{\bar{x}=1} = 0 \quad \Leftarrow \quad \bar{p}|_{x=0} > \bar{p}_r - 4;$$

– после прорыва газа в КЗУ:

$$\bar{p}|_{x=0} = \bar{p}_r - 4 \quad \bar{w}|_{\bar{x}=1} = 0 \quad \Leftarrow \quad \bar{p}|_{x=0} \leq \bar{p}_r - 4. \quad (24)$$

Из вышесказанного следует, что для обеспечения физического подобия натурного и модельного процессов функционирования КЗУ и определения параметров опорожнения ДТБ путем модельных испытаний необходимо в общем случае соблюдение равенства для них следующих критериев подобия:

1. Число Вебера:

$$We = \frac{\rho w_0^2 d_{\text{экв}}}{\sigma}.$$

2. Число Фруда:

$$Fr = \frac{w_0^2}{n_x g D_0}.$$

3. Число Бонда:

$$Bo = \frac{\rho n_x g d_{\text{экв}} L}{\sigma}.$$

4. Число Рейнольдса для течения внутри трубы:

$$\text{Re}_{\text{тр}} = \frac{w_0 D}{\mu}.$$

5. Число Рейнольдса для течения через пористую стенку:

$$\text{Re}_{\Pi} = \frac{v d_{\text{экв}}}{\mu}.$$

6. Геометрическое подобие натурального бака и модели.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. «Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД» – Москва, «Машиностроение», 1987.
2. Варгафтик Н.Б. «Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей» – Москва, «Наука», 1972.
3. Большаков В.А., Новиков Ю.М., Партола И.С. «Средства обеспечения сплошности жидких компонентов топлива в системе питания РБ «Бриз-М» с дополнительным (сбрасываемым) топливным баком»; XXXIV научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, РАН, Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1999.
4. Партола И.С. «Результаты проектирования и отработки капиллярных заборных устройств торового топливного бака РБ «Бриз-М»; Первая международная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии», посвященная 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея, МГТУ им. Н.Э. Баумана, НПО «Машиностроение», 2004.

## Комплект математических моделей ПГСП криогенного разгонного блока

*Гордеев В.А., Фирсов В.П.*

В течение 2000...2004 гг. в КБ «Салют» разработан и активно использовался комплект оригинальных математических моделей, охватывающих существенные тепломассообменные и гидравлические процессы, протекающие в системах подачи компонентов топлива криогенного разгонного блока 12КРБ.

Собственный опыт и опыт смежных организаций по процессам в ПГСП на кислороде и водороде обобщен на современном уровне в виде математических моделей и программ расчета на персональных компьютерах.

Наиболее значимые модели сведены в табл. 1. На основании первых трех моделей [1], [2], [3] разрабатывалась конструкторская документация и проводилась отработка разгонного блока 12КРБ. В ходе отработки математические модели были всесторонне верифицированы (подтверждены). Модели, в частности, использованы для детальных прогнозов параметров ПГСП при огневых стендовых испытаниях изделия 1И12КРБ и летных испытаний блоков Л1 и Л2, а также при эксплуатационном запуске блока Л3.

### Таблица 1

| Математические модели и ПМО для ПГСП КРБ                                                          |               |                                                                                                                                                                   |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Название                                                                                          | Схема объекта | Область применения                                                                                                                                                |
| 1. Параметры в баке горючего                                                                      |               | Расчет давлений, температур, расходов систем подачи, наддува и дренажа бака от контакта подъема до выключения двигателя.                                          |
| 2. Параметры в баке окислителя                                                                    |               |                                                                                                                                                                   |
| 3. Захолаживание и заливка расходных магистралей и насосов                                        |               | Расчет температур среды и конструкций, расходов и давлений при гелиевом, парожидкостном и жидкостном захолаживании и при заливке расходных магистралей и насосов. |
| 4. Возникновение и конденсация паровой каверны под капиллярным сетчатым устройством бака водорода |               | Расчет испарения и накопления пара в КСУ при раскипании и конденсации каверны на пассивном участке полета.                                                        |
| 5. Выделение и накопление свободного гелия в тракте питания КВД1 кислородом                       |               | Расчет процессов выделения во внутрибаковом устройстве гелия, растворенного в кислороде или проникающего в газообразное устройство.                               |
| 6. Теплообмен и гидродинамика в баках водорода и кислорода при малых и отрицательных перегрузках  |               | Расчет изменения температур среды и конструкции баков, расходов испарения, дренажа и слива остатков после выключения КВД1.<br>Расчет реактивных сил от выбросов.  |

В первой модели [1] пользователь имеет возможность задавать геометрию бака; внешние теплопритоки в бак; изменение перегрузки в полете; настройку клапана дренажа (В); расход газа наддува; массовый расход горючего из бака; интервал времени расчета.

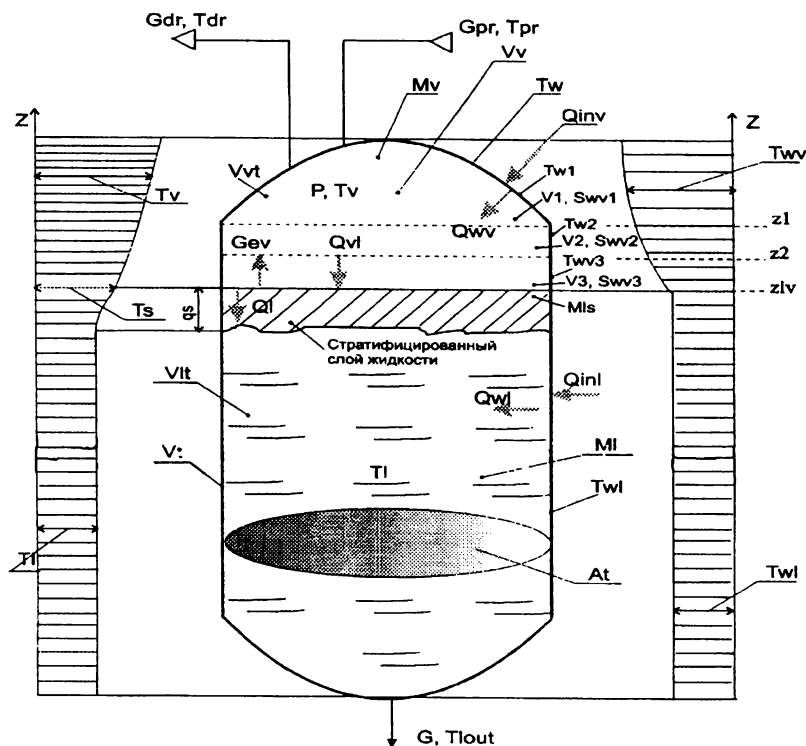
Программа обеспечивает определение давлений в газовой подушке бака и на входе в бустерный насос горючего; температуры жидкого водорода на входе в бустерный насос горючего; среднemasсовой температуры жидкого водорода; температурных полей в газовой подушке бака и в жидком водороде; температуры газа на выходе из коллектора дренажа и на входе в дренажное сопло; температуры стенок бака; расхода газа наддува; расхода газа, дренируемого из бака и через дренажное сопло; текущей массы жидкости и пара в баке; количества включений дренажной системы.

Программное обеспечение учитывает и с высокой точностью воспроизводит влияние на параметры в баке перегрузки; изменения температуры на поверхности теплоизоляции бака и величины теплопритоков через термомосты; колебания зеркала жидкости; изменений направления движения газа в дренажно-наддувной магистрали; изменения расходной характеристики ДПК под действием вибрации.

Модель используется для оптимизации размеров жиклера, исходя из минимальных затрат рабочего тела на создание рабочего давления в баке и мини-

мальных тепловых остатков водорода в баке, на основании результатов контрольно-технологических испытаний двигателя и программы полета индивидуально для каждого разгонного блока. Модель охватывает все модификации разгонного блока, которые различаются объемом баков и уровнем тяги двигателя в пределах 27%, а также общим временем и циклограммой полета, настройкой дренажно-предохранительного клапана и др.

Программное обеспечение позволяет выполнять расчеты на персональном компьютере с процессором не ниже Pentium III; использовать современные интегрированные среды Borland C++5.0 и Borland C++ Bilder 5.0 под управлением семейства 32 разрядных операционных систем фирмы Microsoft Windows, а также ввод и изменение входных параметров расчета с помощью графического интерфейса. Время расчета от 1 до 12 минут в зависимости от заданного времени работы двигателя.





На рис. 2 представлены фрагменты меню пользователя программы расчета бака горючего. Изменения давления в баке горючего по результатам испытания и расчета (изделие 2Л12КРБ) представлены на рис. 3. Для этого случая дренажно-предохранительный клапан работал с использованием алгоритма дренажа. Изменения давления в баке горючего по результатам испытания и расчета (изделие 1Л12КРБ) представлены на рис. 4. В отличие от предыдущего случая дренажно-предохранительный клапан работал только как предохранительный.

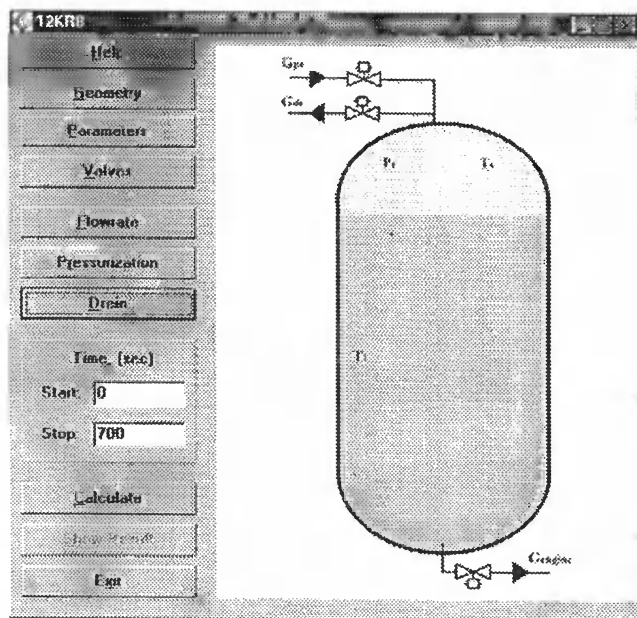
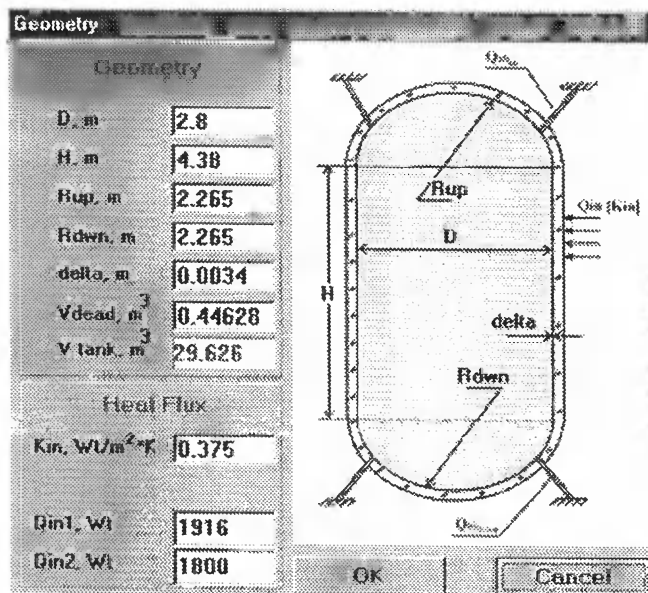


Рис. 2

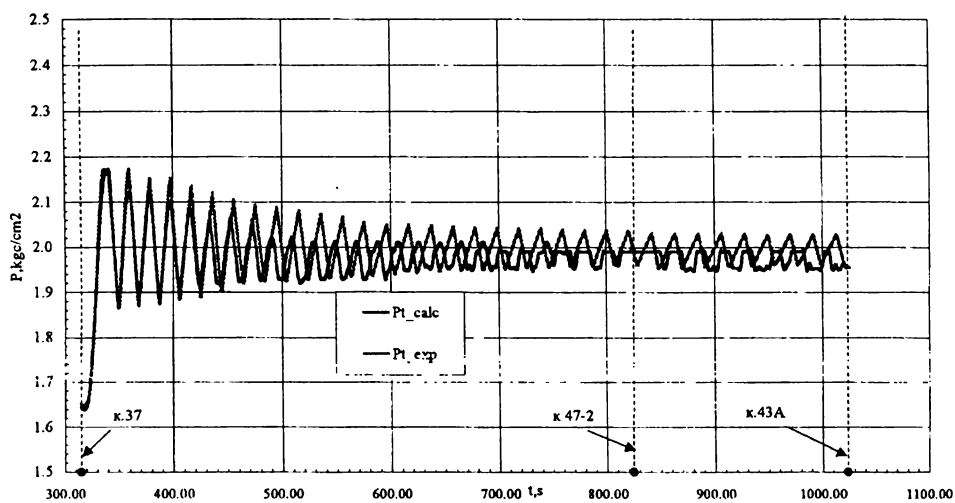


Рис. 3

На рис. 4 показано изменение давления в баке водорода и на участке вывода разгонного блока ракетой-носителем. Отмечается хорошая сходимость результатов полета и расчета для двух пусков.

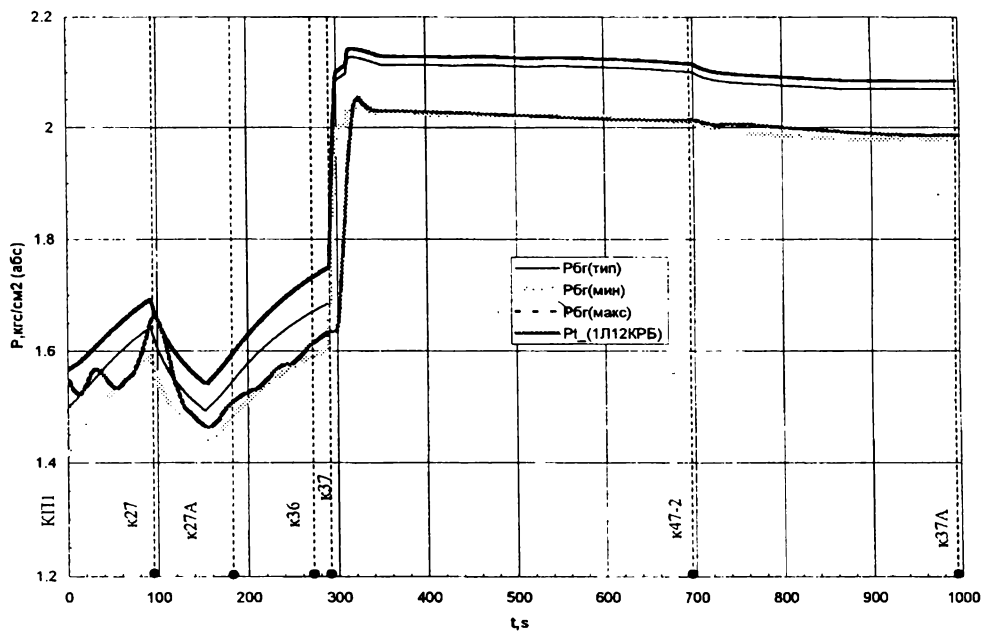


Рис. 4

Потребительские свойства второй модели [2] в основном аналогичны первой модели. Отличия заключались в том, что в результате расчета определяются также: давление в шаробаллонах наддува и управления; давление в ресивере управления; концентрация гелия в газовой подушке.

На рис. 5 представлены фрагменты меню пользователя программы расчета бака кислорода и результаты расчета изменения давления в баке.

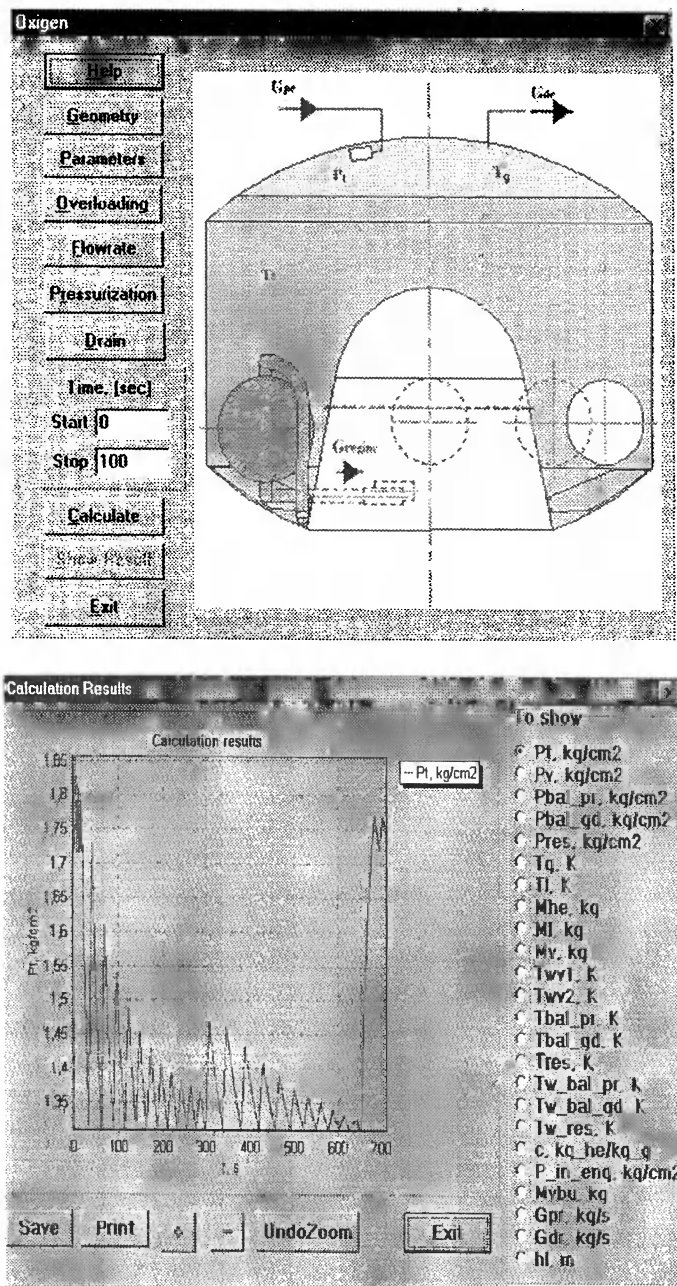


Рис. 5

Результаты верификации второй математической модели показывают, что погрешность проведения расчетов составляет: давления в баке  $\pm 0,1 \text{ кгс/см}^2$ , температуры жидкости на входе в бустерный насос окислителя  $\pm 0,1 \text{ К}$ , числа срабатываний системы наддува  $\pm 10\%$ .

Расчет 700 секундной циклограммы полета при использовании процессора Intel Pentium III с частотой 650 МГц продолжается около 2 минут.

Уникальность третьей модели [3] состоит в том, что в ней обобщен опыт тепловых расчетов и экспериментов на кислороде и водороде, проводившихся в Московском авиационном институте в течение 25 лет, а также опыт КБХМ по отработке захлаживания двигателя КВД1 на стендах НИИХМ. Модель универсальная, строится суммированием элементарных участков захлаживаемого тракта. Исследованы  $\sim 60$  участков различной конфигурации.

Пример схематизации представлен на рис. 6.

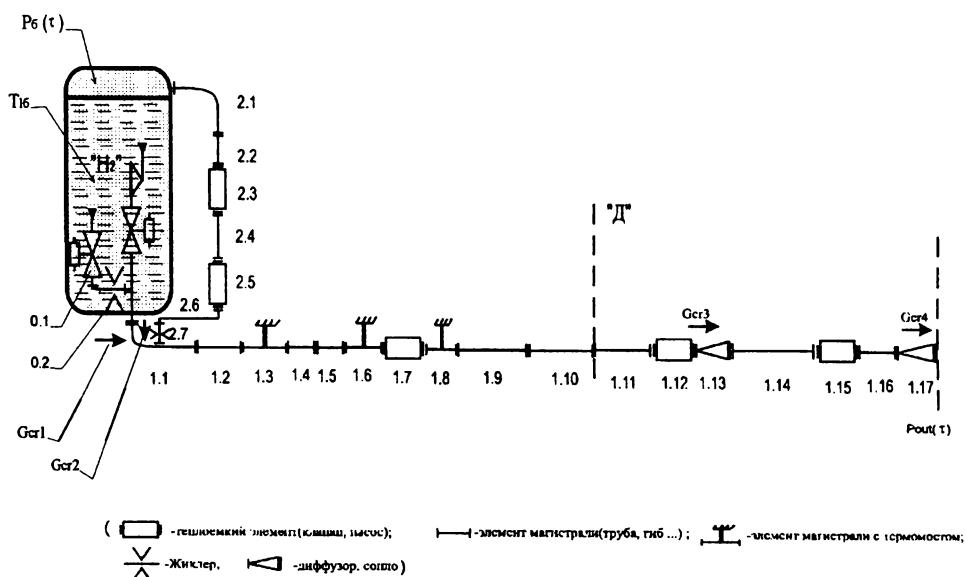


Рис. 6

Моделируются процессы наземного захлаживания с помощью гелия с температурой  $\sim 5\div 70 \text{ К}$  и полетного жидкостного и парожидкостного (по водороду) захлаживания. Использование модели позволило разработать циклограммы запуска высотного двигателя в наземных условиях и в условиях вакуумкамеры, а затем радикально их переработать для летных изделий, а также сокращать затраты компонентов топлива на захлаживание от пуска к пуску. Работа верифицирована при уникальных «холодных пусках» двигателя (раскрутка ТНА) на изд. 2ДИ и 1И, а также при огневых испытаниях этих изделий и по пускам блоков Л1, Л2 и F3.

Пример характерных результатов расчета захлаживания водородной магистрали на стадии предполетного прогноза параметров представлен на рис. 7.

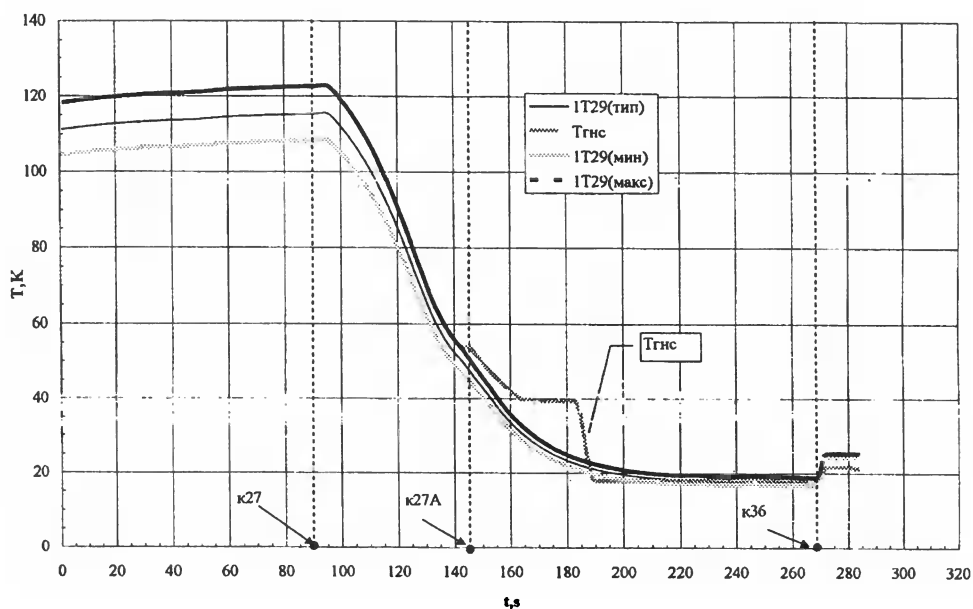


Рис. 7

Необходимость всестороннего рассмотрения процесса захлаживания трактов ДУ обязательно возникает при подготовке огневых испытаний вновь разрабатываемых блоков на криогенных компонентах. Опыт отработки блока 12КРБ показывает, что продолжительность захлаживания может быть сокращена.

Четвертая модель [4] новаторская. Впервые в практике проведено глубокое снижение температуры водорода в баке блока путем сброса из него давления непосредственно (за несколько минут) перед стартом (процесс «раскипания»).

Этот процесс «раскипания» водорода обеспечивает превышение давления в баке водорода в конце работы двигателя над давлением упругости пара и вместе с тем приводит к образованию двух паровых каверн общим объемом  $\sim 25$  л под сеткой капиллярного сетчатого устройства (КСУ) на входе в бустерный насос. Вопрос о расчете образования и конденсации паровых каверн возник за несколько месяцев до пуска первого разгонного блока. Ни времени ни технических средств для проведения экспериментов и фиксации «каверн» уже не было. Обосновать, что паровая каверна сконденсируется на участке вывода блока к моменту запуска двигателя можно было только теоретически. Авторы статьи и ведущий инженер-конструктор Воробьев Н.Н. много работали над физической моделью образования и конденсации каверн, взвешивали все за и против и в конечном итоге пришли к выводу о возможности теоретического решения вопроса и допустимости внедрения этой технологии «глубокого раскипания» водорода в баке перед пуском и с первого летного изделия.

Уникальная технология повлекла за собой разработку уникальной модели, которая впитала в частности экспериментальные исследования скорости конденсации пузыря водорода при движении двухфазного потока [11]. В процессе про-

ведения парожидкостного захлаживания магистрали Г изделия 1Л12КРБ [7] датчик ДВБ с 130 до 145,6 с показывал величину давления на входе в БНГ равной  $1,49 \text{ кгс/см}^2$  (рис. 8). С 145,6 до 150 секунды произошло штатное (в это время происходит выключение двигателей ракеты-носителя) резкое уменьшение перегрузки, что сопровождалось падением давления по датчику ДВБ до  $1,42 \text{ кгс/см}^2$ . Датчик температуры 5Т42, находящийся вблизи зеркала жидкости, показал падение температуры в этот промежуток времени (рис. 9, 10).

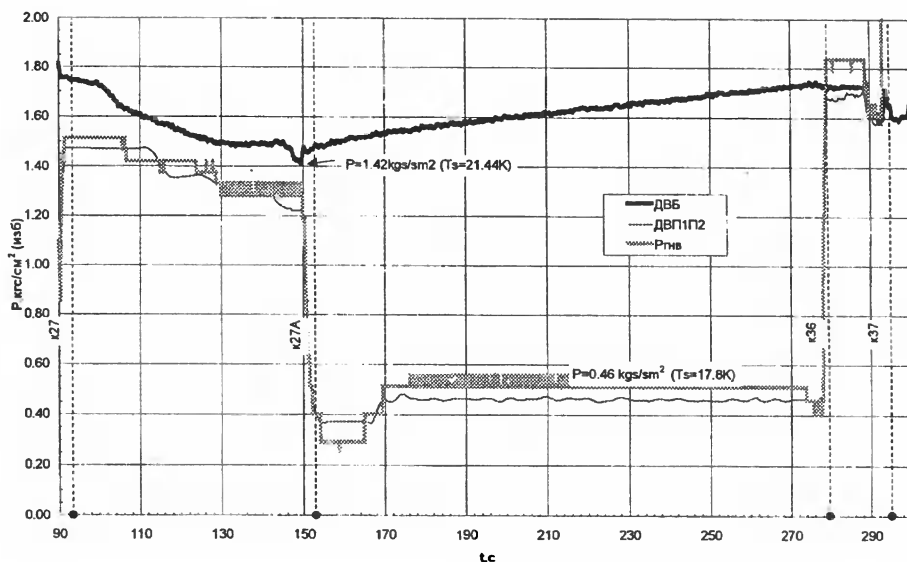


Рис. 8

Датчики температуры, расположенные ниже зеркала жидкости, не реагировали на это изменение давления. Не изменился также характер пульсации давления в импульсной трубке датчика ДВБ под КСУ. Таким образом, кипение водорода в это время происходило только вблизи зеркала жидкости. Последующие измерения сплошности водорода под КСУ при огневых испытаниях на стенде подтвердили корректность математического моделирования процессов образования и конденсации паровых каверн.

Предложенная технология обеспечила сплошность водорода на входе в бустерный насос к моменту запуска и исключила тепловые остатки водорода в полете.

Кроме того, эта технология нашла еще одно узкое, но очень важное на практике применение. Поскольку процесс «раскипания» завершается по команде от сигнализатора давления, стабильность срабатывания которого не хуже  $0,01 \text{ кгс/см}^2$ , этот момент позволяет откалибровать все датчики температуры водорода с точностью до  $0,1 \text{ К}$  непосредственно перед пуском.

Пятая модель была разработана для теоретического обоснования выдвинутой Гордеевым В. А. гипотезы о том, что рост и пульсация давления в ВБУ бака О, зафиксированные при пуске блока Д1, свидетельствуют о прорыве в ВБУ пузырей через заборное устройство.

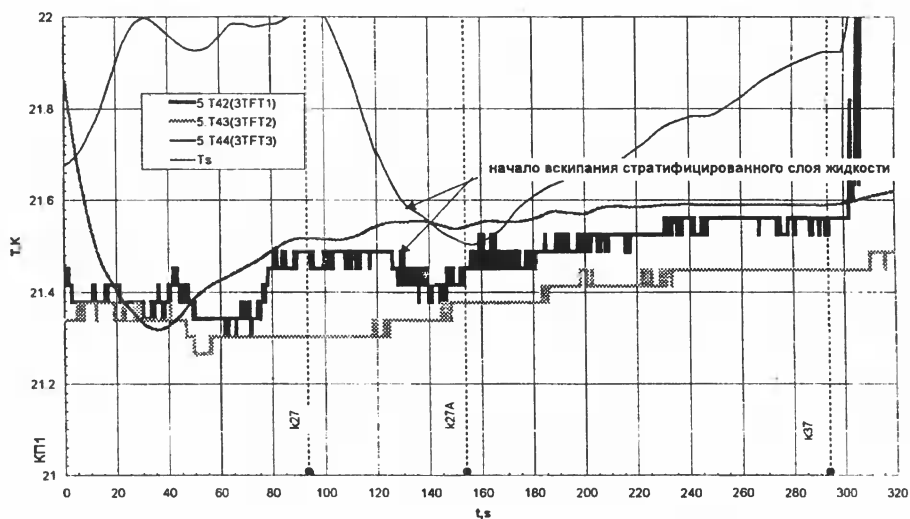


Рис. 9

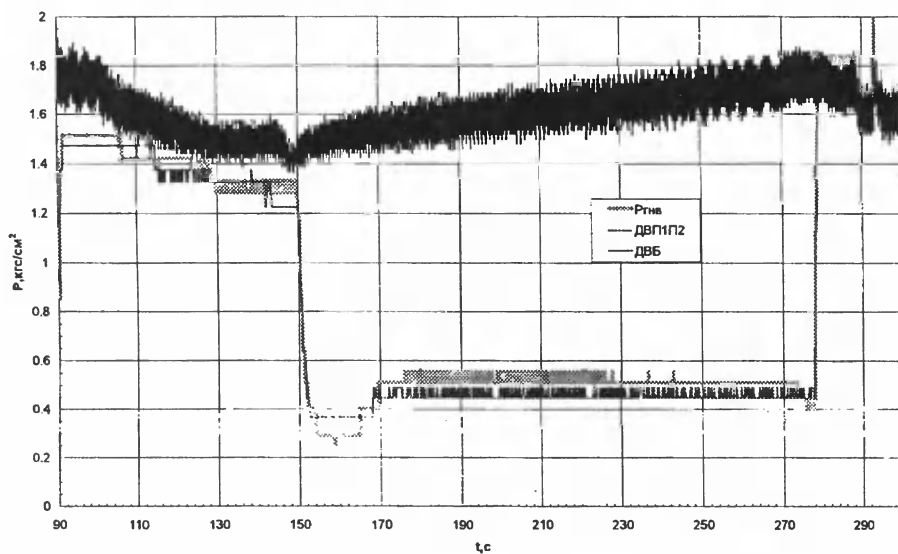


Рис. 10

В этой работе, в которой принимали участие Техномаш и ЦНИИМАШ, моделируются гидродинамика двухфазной среды, воспроизводятся частота и амплитуда пульсации давления в ВБУ в момент прорыва пузырей в ЗУ, что объяснило причину преждевременного прекращения работы КВД1 на блоке Л1. Модель позволила уточнить гидравлические остатки незабора кислорода в полете. В дальнейшем в полетные задания закладывались увеличенные невырабатываемые остатки.

Без шестой модели не обойтись при формировании циклограммы заключительных операций (после выключения двигателя), обеспечивающих безопасный увод блока от полезной нагрузки, а также при создании разгонного блока с многократным включением двигателя. Необходимость моделирования внутрибаковых процессов после отделения блока от полезной нагрузки возникла, после того, как был зафиксирован опасный рост давления после отделения разгонного блока от полезной нагрузки, (давление превысило рабочее давление в баке Г при работе ДУ в 1,6 раза). В стендовых условиях исследовать процессы в баках водорода и кислорода при малых и отрицательных перегрузках невозможно, в силу чего отработка разгонного блока 12КРБ их и не предусматривала. Мнения специалистов о характере поведения давления в баке водорода после выключения КВД1 разделились, одни считали, что оно будет снижаться (по аналогии с баками I ступени РН «Протон»), другие, что оно будет расти.

С помощью шестой модели вначале был сделан прогноз [8], затем дана оценка [9] его сходимости с результатами пуска блока Д2, потом разработана комплексная математическая модель процессов в баках и трубопроводах, реактивных сил от выбросов и динамики движения блока под их действием. В свою очередь, в модели учтено влияние эволюции блока на внутрибаковые процессы. В дальнейшем была разработана и внедрена в практику подготовки полетных заданий КБ «Салют» и ИСРО «Методика формирования циклограммы заключительных операций после отделения КА» [10], базирующаяся на указанной модели, что исключило опасное повышение давления в баках.

На рис. 11 показано влияние остаточной массы водорода и времени задержки начала сброса газа через сопло на характер изменения давления в баке после отделения КА.

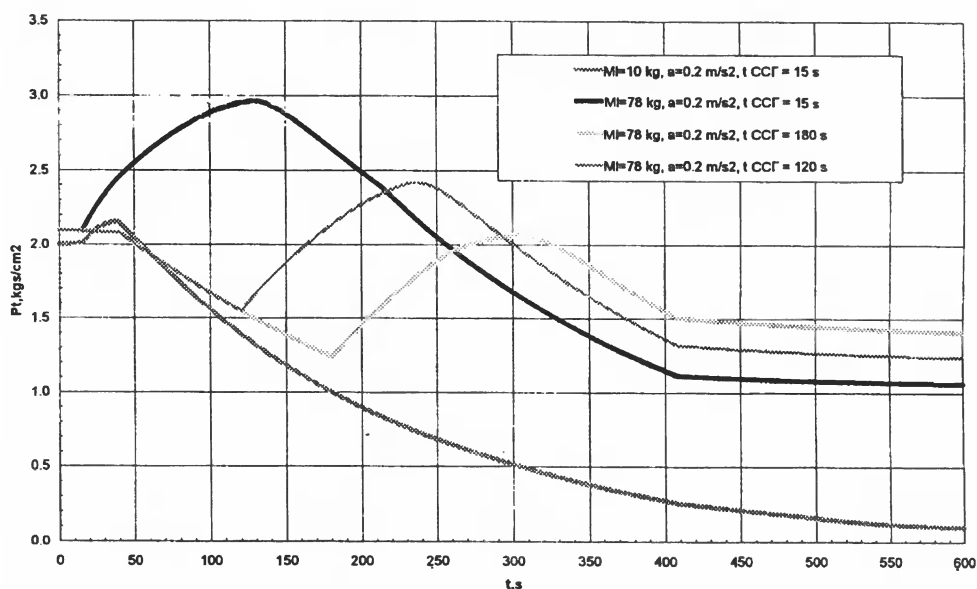


Рис. 11



Для формирования циклограммы заключительных операций была разработана следующая методика: вначале делается прогноз остатков на момент отделения КА от блока, затем определяется последовательность выбросов с учетом ограничений и рекомендаций. После этого моделируется динамика движения блока с целью проверки безопасности маневрирования по отношению к КА и уровня давления в баке горючего. В случае опасности соударения блока и КА или опасности разрушения бака Г циклограмма корректируется.

Применение перечисленных моделей расширило знания о процессах в ПГСР, поставило на прочную основу подготовку прогнозов параметров в ДУ для каждого пуска, а также позволило сократить объем лабораторно-стендовой отработки ПГСР и затраты на анализ результатов испытаний.

В настоящее время в КБ «Салют» формируется новая методология лабораторно-стендовой отработки [12], при которой в ходе отработки ПГСР и процессов в них отрабатываются – «настраиваются» их математические модели. Это позволяет при ограниченном количестве испытаний (при конкретных единичных условиях) определять ожидаемые диапазоны изменения тех или иных параметров во всем диапазоне изменения внутренних и внешних факторов. В дальнейшем специализированные высокоточные модели могут использоваться совместно с РС при составлении полетных заданий, при изменении КД, проработке тех или иных мероприятий.

Опыт создания и использования рассматриваемых математических моделей, можно обобщить следующим образом:

Каждая модель должна быть четко ориентирована на решение конкретных практических задач, верифицирована испытаниями или результатами пусков летных изделий. Комплект моделей должен по возможности охватывать все существенные процессы в ПГСР и иметь четко оговоренную область применения. В пределах области применения комплекта моделей можно считать, что с точки зрения процессов ПГСР унифицированы, и нет необходимости разрабатывать дополнительные математические модели.

Работа по созданию комплекса математических моделей тепломассообменных процессов, протекающих в баках при различных режимах полета в 2000...2004 годах, оказалась успешной и дала практические результаты благодаря системной работе многих специалистов:

разрабатывали технические задания на модели, ставили задачи моделирования и давали оценку его результатам ведущие специалисты КБ «Салют» по ПГСР ДУ 12КРБ, ответственные за ее разработку и отработку;

непосредственными разработчиками математических моделей и ПМО были опытные программисты, которые горели желанием воплотить этот опыт в новые разработки. Темп отработки (холодные проливы раз в месяц, огневые испытания с интервалом в 4 месяца) и летных пусков через год – полтора позволял обдуманно формировать план испытания или полетное задание, заблаговременно составлять прогноз на основании моделирования параметров работы и конечных результатов, затем приводить результаты к стандартным условиям, после чего объективно оценивать точность моделирования. Моделированию доверяли и исполнители, и руководители работ, и индийские партнеры, а самое важное Главный конструктор, принимавший окончательные решения.

Работы проводились большой группой сотрудников КБ «Салют»: Гордеевым В.А., Ивановым Г.П., Хорошиловым К.В., Мозжориной М.Ю., Воробьевым Н.Н., Притыкиным А.Ю., Роговой О.Р. с привлечением специалистов смежных организаций: Фирсова В.П. из МАИ, Сирачева М.К., Морозова В.И. из КБХМ, Венгерского Э.В., Усова Г.Л., Васина А.С. из Техномаш, Петрова В.И. из ЦНИИМАШ, Бершадского В.А. из НИИХИММАШ.

Общее руководство и техническую оценку результатов обеспечивал главный конструктор КРБ Киселев Л.Н. Непосредственное руководство, постановку задач и организацию работ осуществлял Гордеев В.А.

Научное сопровождение работ вели Фирсов В.П., Владимиров А.В. и Петров В.И.

Работа выполнялась подразделениями КБ «Салют», возглавляемыми Никитиным О.Д. и Шлуинским Ю.Т. Значительную консультативную помощь оказывали Постоюк Е.И., Гневашев А.П., Елисеев В.В., Заславский Е.Л.

Положительный опыт моделирования процессов в ПГСП криогенного блока 12КРБ позволяет широко использовать математическое моделирование ПГСП при создании других изделий.

### СПИСОК ИСПОЛЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Математическая модель и ПМО для расчета параметров в баке горючего блока 1Л12КРБ, 2002 г. Фирсов В.П., Гордеев В.А., Иванов Г.П.
2. Математическая модель и ПМО для расчета параметров в баке окислителя блока 12КРБ, 2002 г. Хорошилов К.В., Иванов Г.П., Гордеев В.А.
3. Математическая модель процессов захлаживания и заливки расходных магистралей ДУ изделия 12КРБ, 1998 г., 2002 г. Фирсов В.П., Дрейцер Г.А., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Воробьев Н.Н., Морозов В.И.
4. Математическая модель возникновения паровой каверны под КСУ бака «Г», 2000 г. Фирсов В.П., Гордеев В.А., Елисеев В.В., Иванов Г.П., Петров В.И., Воробьев Н.Н., Бершадский В.А., Морозов В.И.
5. Математическая модель выделения и накопления свободного гелия в тракте питания КВД1 изделия 2Л12КРБ, 2001 г. Венгерский Э.В., Васин А.С., Усов Г.Л.
6. Технический отчет №831-Д12КРБ-01126ТО «Результаты испытаний бака «О» изделия Д12КРБ с выработкой ВБУ и имитацией негерметичности магистрали заправки», 2002 г. Гордеев В.А., Иванов Г.П., Белкин С.А., Бажанов А.И., Баталии Н.Н.
7. Технический отчет № 2111-1Л12КРБ-103/03 ТО «Возможности снижения затрат топлива на захлаживание расходных трактов ПГСП и КВД1 с учетом результатов пуска блока 1Л12КРБ», 2003 г. Никитин О.Д., Гордеев В.А., Фирсов В.П.
8. Отчет №2111-1Л12КРБ-171/02 ТО «Теоретическое исследование термодинамических процессов в баке горючего изделия 12КРБ на участке автономного полета и расчет динамики взаимного движения блока 1Л12КРБ и К А с учетом возмущений от выбросов водорода, азота и гелия», 2002 г. Фирсов В.П., Гордеев В.А., Владимиров А.В., Притыкин А.Ю., Мозжорина М.Ю.
9. Отчет №2111-1Л12КРБ-102/03 ТО «Оценка эффективности мероприятий по сбросу остатков топлива и газов для обеспечения безопасного отделения полезной нагрузки при пуске блока 1Л12КРБ», 2003 г. Владимиров А.В., Притыкин А.Ю., Фирсов В.П., Гордеев В.А., Елисеев В.В.
10. Методика формирования циклограммы заключительных операций после отделения КА, 2004 г. Гордеев В.А., Иванов Г.П., Елисеев В.В., Притыкин А.Ю., Фирсов В.П., Мозжорина М.Ю.

11. Отчет о НИР «Определение соотношения паровой и жидкой фаз водорода и циклограмма их подачи в процессе захлаживания расходной магистрали и тракта двигателя КВД1 тема 72920-02040», 1998 г. Дрейцер Г.А., Фирсов В.П., Антюхов И.В., Абшичев Е.Н., Губерниева А.Л., Иванов Г.П., Гордеев В.А., Воробьев Н.Н., Хорошилов К.В., Морозов В.И.

12. Методические разработки оптимального плана проведения наземных и летных испытаний двигательных установок. Гордеев В.А., Фирсов В.П.

## **Измерительная система абсолютного давления**

*Гордеев В.А., Охманович А.П.*

В настоящее время в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева принята концепция построения космических аппаратов (КА) и ракет носителей (РН) по модульному принципу. Данный принцип позволяет, используя унифицированные модули, создавать КА и РН различного назначения.

Исходя из модульного принципа построения на нашем предприятии создается семейство РН «Ангара» и РН «КСЛВ». Так как каждая РН из семейства «Ангара» и РН «КСЛВ» имеют различную конфигурацию и различное целевое назначение, возникла необходимость создания универсальной высокоточной системы измерения давления в баках и баллонах для реализации системой управления универсальных ракетных модулей (УРМ) различных режимов работы двигательных установок.

Для решения этой задачи разработана измерительная система абсолютного давления (ИСАД), предназначенная для измерения абсолютного давления в баках и баллонах и выдачи информации об измеренных давлениях:

- в бортовую аппаратуру системы управления (БАСУ) РН последовательным цифровым кодом в формате RS 485;
- в наземную автоматизированную систему управления подготовкой РН (АСУП РН) последовательным цифровым кодом в формате RS 485;
- в систему телеметрических измерений (СТИ) в виде аналогового сигнала (напряжение).

Измерительная система абсолютного давления состоит из:

- нормализующего преобразователя функциональных датчиков (НПФД);
- датчиков абсолютного давления (ДАВ 088);
- межприборного кабеля, соединяющего датчики абсолютного давления с НПФД и позволяет измерять абсолютное давление в 6 различных точках в диапазонах давлений: 0 – 1,6 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 3 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 4 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 6 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 10 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 25 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 60 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 100 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 160 кгс/м<sup>2</sup>; 0 – 250 кгс/м<sup>2</sup>.

Для установки на изделия датчики давления выпускаются в двух конструктивных исполнениях – штуцерное разъемное соединение (резьбовое) и штуцерное неразъемное соединение (сварка).

Количество точек измерения и величины измеряемых давлений определяется разработчиком УРМ выбором количества используемых датчиков и их диапазоном измерения при заказе ИСАД.

Каждый датчик абсолютного давления имеет два чувствительных элемента, построенных по мостовой схеме с использованием тензорезисторов, что позволяет организовать два независимых, гальванически развязанных измерительных канала.

Для проведения измерений в каждой точке используются 2 датчика абсолютного давления, образующих 1 функциональный датчик (ФД).

Функциональный датчик имеет 4 независимых, гальванически развязанных выхода. Информация с первых 3 выходов каждого ФД поступает после обработки в НПФД параллельно в БАСУ и АСУП РН. Информация с 4-го выхода каждого ФД поступает после обработки в НПФД в СТИ.

Применение интерфейса RS 485 позволяет передавать информацию в системы – потребители, расположенные от ИСАД на расстоянии до 300 метров со скоростью  $(19200 \pm 100)$  бит/с. Период следования массива информации  $T = (65528 \pm 6)$  мкс. Передача информации начинается сразу после подачи на ИСАД напряжения питания.

Напряжение питания ИСАД –  $(27 \pm 7; -3)$  В постоянного тока. При этом ток потребления изменяется в диапазоне от 0,9 А (все датчики при нулевом давлении) до 1,2 А (все датчики при номинальном давлении).

Функциональная схема ИСАД представлена на рис. 1.

**Функциональная схема ИСАД**

| Индекс       | Диапазон измерений, кгс/см <sup>2</sup> | Способ соединения                |
|--------------|-----------------------------------------|----------------------------------|
| ДАВ 088      | 0 – 1,6                                 | Штуцерное неразъемное соединение |
| ДАВ 088 – 01 | 0 – 3                                   |                                  |
| ДАВ 088 – 02 | 0 – 4                                   |                                  |
| ДАВ 088 – 03 | 0 – 6                                   |                                  |
| ДАВ 088 – 04 | 0 – 10                                  |                                  |
| ДАВ 088 – 05 | 0 – 25                                  |                                  |
| ДАВ 088 – 06 | 0 – 60                                  |                                  |
| ДАВ 088 – 07 | 0 – 100                                 |                                  |
| ДАВ 088 – 08 | 0 – 160                                 |                                  |
| ДАВ 088 – 09 | 0 – 250                                 |                                  |
| ДАВ 088 – 10 | 0 – 1,6                                 | Штуцерное разъемное соединение   |
| ДАВ 088 – 11 | 0 – 3                                   |                                  |
| ДАВ 088 – 12 | 0 – 4                                   |                                  |
| ДАВ 088 – 13 | 0 – 6                                   |                                  |
| ДАВ 088 – 14 | 0 – 10                                  |                                  |
| ДАВ 088 – 15 | 0 – 25                                  |                                  |
| ДАВ 088 – 16 | 0 – 60                                  |                                  |
| ДАВ 088 – 17 | 0 – 100                                 |                                  |
| ДАВ 088 – 18 | 0 – 160                                 |                                  |
| ДАВ 088 – 19 | 0 – 250                                 |                                  |

Масса НПФД – не более 2,2 кг.

Масса датчиков ДАВ 088 выполненных в конструктивном исполнении «штуцерное неразъемное соединение» – не более 0,19 кг.

Масса датчиков ДАВ 088 выполненных в конструктивном исполнении «штуцерное разъемное соединение» – не более 0,27 кг.

Основная погрешность ИСАД с доверительной вероятностью 0,95 – не более 0,5% от диапазона измерения.

Дополнительная температурная погрешность ИСАД – не более 0,02%/°С.

Назначенный срок службы ИСАД 10 лет; ресурс с общей продолжительностью наработки под напряжением не менее 400 часов.

К недостаткам ИСАД можно отнести отсутствие взаимозаменяемости датчиков абсолютного давления одного номинала (замена датчика требует повторной калибровки системы) и необходимость термостатирования посадочной поверхности блока НПФД. Однако в настоящее время разработан и проходит автономные заводские испытания аналог НПФД – многоканальный цифровой преобразователь (МЦП), который позволит устранить указанные недостатки.

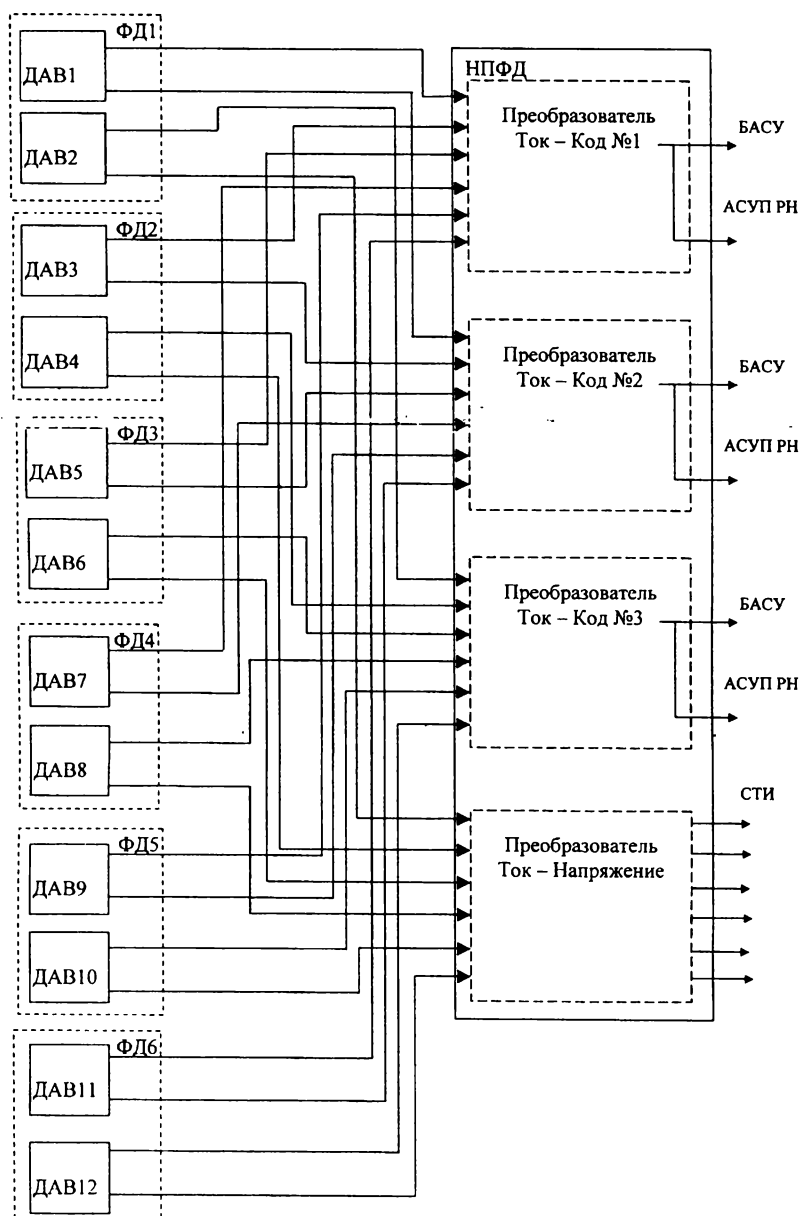


Рис. 1. Функциональная схема ИСАД

## **Основные особенности и требования к разработке пневмогидравлических систем ДУ на криогенных компонентах топлива**

*Гневашев А.П., Гордеев В.А., Никитин О.Д., Партола И.С.*

Пневмогидравлическая система подачи (ПГСП) является основной составной частью двигательной установки (ДУ), обеспечивающей работу двигателя – ЖРД в различных изделиях ракетно-космической техники (РКТ). ПГСП предназначена для подачи компонентов топлива (КТ) на вход в двигатель с необходимыми заданными параметрами (давлением, температурой, расходом, сплошностью) при подготовке, запуске, работе на режиме и останове в соответствии с программой полета.

В наземных условиях ПГСП совместно с системами стартового комплекса (СК) обеспечивает проведение сложного цикла заправочных работ и предполетной подготовки ДУ.

Облик ПГСП и ДУ в целом, во многом определяется типом применяемых компонентов топлива. В свою очередь ПГСП как сложная разветвленная система, состоящая из ряда подсистем (питания двигателя КТ; заправки, наддува, дренажа баков; зарядки шаробаллонов рабочими газами; регулирования выработки КТ; контроля давления в баках; продувок магистралей; разъёмных соединений с системами СК и т.д.), определяет конструкцию всего изделия и его работоспособность.

На протяжении нескольких десятилетий в ДУ различных образцов РКТ, создаваемых в КБ «Салют», использовались, так называемые, высококипящие компоненты топлива (КТ) – азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ). Это были продукты, сохранявшие свойства жидкостей в довольно широком диапазоне рабочих температур, принятом для эксплуатации. Стабильно жидкое состояние определяло реализацию основных процессов и функциональное исполнение жидкостных систем подачи, заправки КТ в сравнительно простом, рациональном виде без необходимости особого учета их фазовых превращений.

В 70-х гг. прошлого века в КБ были выполнены отдельные разработки ДУ с использованием жидкого кислорода (РН УР-500МК с ЖРД от РН «Н-1») и жидкого водорода (III ступень для РН «Протон»). Но они не пошли дальше эскизного проекта. Уже тогда мы столкнулись с особенностями этих криогенных жидкостей, которые повлекли за собой переосмысливание всех сложившихся аспектов разработки ДУ: от проектирования и конструирования систем – до их испытаний и эксплуатации.

В начале 80-х гг. появились первые предложения по использованию имевшегося в отрасли образца кислородно-водородного ЖРД 11Д56 тягой ~ 7,5 тс (разработчик КБХМ) в качестве двигателя для разгонного блока РН «Протон». Основа первого отечественного двигателя на высокоэнергетической паре компонентов топлива была заложена еще в начале 60-х годов, для использования его на верхней ступени тяжелой РН «Н-1». Двигатель прошел несколько

этапов стендовых испытаний в НИИХИММАШ, но вместе с закрытием работ по носителю – прекратились и его испытания.

На базе этого двигателя и его модификаций, созданных по ТЗ КБ «Салют», были разработаны эскизные проекты ДУ разгонных блоков (РБ) «Шторм», «Вихрь», «Смерч», «Вулкан». Проведенные по решению Руководства КБ «Салют» интенсивные исследования и проектно-конструкторские проработки ДУ с использованием схемы несущих баков (в отличие от подвесных в каркасе, предлагавшихся другой организацией) позволили доказать эффективность применения водорода в разгонных блоках с существенным увеличением ПН. Это послужило основанием для реализации в КБ проекта РБ «Шторм» с модификацией двигателя 11Д56У, а затем и разгонного блока 12КРБ с двигателем КВД1 для индийской РН GSLV, разрабатываемой ИСРО.

Так КБ «Салют», преодолев сопротивление применению водорода в РБ, вышло на новое направление – создание ДУ на криогенных КТ.

В отличие от ранее применяемых и освоенных в КБ высококипящих КТ, криогенные компоненты обладают рядом особенностей, в корне изменяющих конструктивные и эксплуатационные подходы и решения. Дело в том, что кислород и водород становятся жидкими при очень низких (криогенных) температурах: кислород – ниже минус 183°С, а водород – ниже минус 253°С (при атмосферном давлении). Это резко осложняет их хранение при нормальных окружающих температурах  $\pm 50^{\circ}\text{C}$ , а значит и эксплуатацию всего ракетного комплекса. Высокая интенсивность испарения этих КТ от внешнего теплоподвода при обычных температурах ведет к необходимости применения теплоизоляции баков и трубопроводов, увеличению размеров дренажных трубопроводов (и агрегатов) для сброса паров из баков, введению операций предварительного захолаживания баков и трубопроводов перед их заполнением жидкими продуктами и подпитки баков для компенсации испарений КТ.

Оба компонента являются пожаровзрывоопасными в контактах между собой. Жидкий кислород особо опасен при контакте с органическими веществами. Водород образует взрывоопасные смеси с воздухом. Мерами противодействия, сводящими риск к минимуму, служат высокие нормы назначаемой герметичности систем, установление пожароопасных зон вокруг изделия, продувка отсеков и трубопроводов инертными газами, размещение искроопасных элементов в герметичных оболочках и т.д.

Недостатком этой пары КТ является очень низкая плотность жидкого водорода ( $\sim 70 \text{ кг/м}^3$ ), что приводит к увеличению объема и массы бака Г. И все же высокий удельный импульс тяги (т.е. тяга, развиваемая при сгорании одного килограмма смеси в секунду), превышающий на 25...30% энергетические характеристики АТ+НДМГ, делает выгодным применение кислорода и водорода.

Наиболее значимо и всесторонне проявились особенности применения криогенных КТ при разработке пневмогидравлических схем, конструкции систем и агрегатов ПГСР, методических основ экспериментальной отработки, наземной технологии подготовки ДУ и организации ЛКИ разгонного блока 12КРБ.

Основные особенности ПГСР блока 12КРБ определились специфическим составом операций и процессов, характерных для криогенных КТ, таких как:

захолаживание топливных баков перед заправкой и магистралей О и Г перед запуском двигателя; обеспечение инертной среды в баках О и Г (азота и гелия соответственно) перед захолаживанием и заправкой; термостатирование кислорода в баке О для получения заданной температуры переохлаждения; компенсация потерь водорода на испарение путем подпитки; поддержание заданных давлений, температур и сплошности КТ в баках О и Г с учетом внешнего теплоподвода и внутрибаковых процессов тепломассообмена (на земле и в полете).

Не менее важными были повышенные требования по обеспечению пожаро-взрывобезопасности при эксплуатации, связанные с применением высокоэнергетического кислородно-водородного топлива при криогенных температурах; требования многоразового включения двигателя по программе полета (с учетом тепломассообмена в баках в условиях практической невесомости); отсутствие достаточного времени для захолаживания расходных трактов О и Г перед запуском двигателя и, наконец, поставки двигателя КВД1 в виде комплекта автономных блоков, который приобретает в совокупности заверченный вид двигателя только после «обвязки» блоков системами ПГСР.

С учетом изложенных особенностей в ПГСР вошли подсистемы, которые по своему составу и функциональному назначению отражали применение криогенных КТ, а именно: захолаживания и заправки баков О и Г, термостатирования кислорода и подпитки водорода; зарядки охлажденным гелием шаробаллонов наддува, управления, размещенных в кислороде бака О; подачи компонентов О и Г (для питания двигателя) с предварительным наземным и полетным захолаживанием.

Остальные подсистемы наземного и полетного наддува и дренажа баков О и Г, пневмоуправления бортовыми агрегатами гелием с помощью ЭПК, контроля давления в баках О и Г, ШБ сигнализаторами давления, продувок компонентных магистралей, стыковки с наземными системами СК в виде БРС, выполняющих обычные функции, характерные по назначению для любых ПГСР, тем не менее, также отличались по своему составу, рабочей температуре, режимам работы, используемым рабочим телам и т.д., отражая применение криогенных КТ.

В состав указанных подсистем вошли агрегаты (пневмоклапаны, пироклапаны, ЭПК, обратные клапаны и др.); сигнализаторы давления, шаробаллоны, трубопроводы; различные узлы (коллекторы наддува, термостатирования, заборные и капиллярные сетчатые устройства и т.д.) также имеющие свои особенности по конструкции (в части рабочих температур, теплоизоляции, термомостов и т.п.), применяемым материалам (поликарбонат, сетки, полиимидная пленка для трубопроводов) и т.д.

Схемное и конструктивное исполнение указанных элементов ПГСР потребовало проведения большого объема работ по комплексному изучению и обобщению имеющегося опыта разработок в КБ и НИИ отрасли по кислородно-водородному топливу и выявления рациональных решений. При этом следует отметить, что летного образца отечественного РБ на кислородно-водородном топливе не существовало.

При разработке ПГСР были впервые применены (внедрены) или опробованы в применении к РБ: эффективная криогенная теплоизоляция баков, трубопрово-



дов и агрегатов на основе пенополиуретана; полиимидные трубопроводы (вместо металлических), позволившие уменьшить массу, изъять сильфонные узлы и понизить гидроудары; размещение КТ только в баках (без заливки трубопроводов) с ампулизирующими пиромембранами на выходе, что позволило отказаться от систем циркуляции (типа «газ-лифт»); ампулизация полостей двигателя и примыкающих систем ПГСП (с помощью изолирующих пироустройств), в связи с чем отпала необходимость в непрерывной продувке гелием открытых концевых участков дренажных трубопроводов при нахождении на СК; размещение шаробаллонов наддува и пневмоуправления непосредственно в кислороде бака О (с самоупрочняющимся материалом ШБ при криогенной температуре); наддув бака Г газообразным водородом (с отбором от двигателя) с расходом и температурой, учитывающими сложные процессы внутрибакового тепломассообмена; перемешивание (барботирование) кислорода в баке О холодным гелием, снижающее температуру верхнего слоя до уровня среднemasсовой температуры кислорода, а также повышающее парциальное давление паров кислорода в свободном газовом объеме бака, что уменьшает запас гелия на наддув; захолаживание топливной системы О и Г (расходных магистралей ПГСП и трактов двигателя КВД1) в три этапа: предварительный наземный (перед пуском) – продувкой холодным гелием (с температурой ~ 50К) и полетный – подачей КТ (с началом в период полета в составе РН), причем для повышения эффективности в начальный период подача жидкого водорода из бака сопровождается поступлением газообразного (испаренного) водорода из дренажной магистрали Г; безредукторная система обеспечения заданного давления холодного гелия для управления пневмоагрегатами ПГСП и двигателя; капиллярные сетчатые устройства (КСУ Г и ВБУ О) в баках для удержания части КТ в зоне заборных устройств при практической невесомости; общее осаждение и удержание КТ в зоне нижнего днища баков с помощью перегрузки от тяги газовых ДМТ ДУ СОС; термостатирование кислорода в баке О «душированием» из верхнего коллектора и сливом через ЗСК; резервирование запаса гелия в ШБ с возможностью переключения выработки из ШБ наддува на пневмоуправление или из ШБ управления на наддув бака О; датчики расхода О и Г с температурной коррекцией (по кислороду); бортовые разъемные соединения (БРС) с торцевыми уплотнениями, системой продувки и пироприводом.

Для повышения безопасности работы и эксплуатации ПГСП были разработаны и реализованы многочисленные специальные мероприятия: продувка азотом двигательного и межбакового отсека от СПВП/СОТР; размещение искроопасных элементов (ЭПК, СД) в продуваемых инертным газом оболочках (кожухах); продувка внутренних полостей БРС О и Г инертными газами, а также снаружи для предотвращения намораживания влаги; размещение ЭПК управления бортовыми пневмоагрегатами на СК в наземных ПЩ; запрет дренирования паров водорода из бака Г при прохождении РН с РБ атмосферного участка; назначение высоких норм герметичностей, с проверкой воздушно (азотно) – гелиевой смесью и в вакуум-камере; продувка компонентных магистралей; обеспечение повышенной чистоты баков и трубопроводов за счет повышенных требований при изготовлении и к применяемым рабочим газам.

При разработке агрегатов и систем ПГСР был принят ряд технических решений, направленных на повышение надежности: широкое использование пироагрегатов с модифицированными пироэнергодатчиками, работающими при криогенных температурах; применение агрегатов двойного использования, работающих на СК и в полете (от разных систем управления); совмещение дублирующих функций дренажного и предохранительного клапанов в одном агрегате — ДПК (О и Г), большого и малого расхода — в ЗСК (О и Г); продувка сильфонных полостей ДПК О и Г (инертным газом) во избежание намораживания в них влаги и изменения настройки; применение в качестве уплотнительного материала в клапанах поликарбоната, работающего при криогенных (водородных) температурах.

Для повышения надежности использован также принцип дублирования некоторых агрегатов, например, пусковых пироклапанов в ДУ СОС, обратных клапанов в магистралях наземного наддува, мембранных клапанов и др.

Для обеспечения сброса давления из погружных ШБ бака О, в случае необходимости слива кислорода (при НШС на СК), предусмотрены пироклапаны, дублирующие пневмоклапан зарядки (сброса) гелия.

Для отработки ДУ на протяжении нескольких лет был проведен огромный объем наземных лабораторно-стендовых испытаний. Достаточно сказать об отработке около 50 типов различных агрегатов по трем этапам на ~800 экземплярах.

Каждый этап включал испытания на герметичность, функционирование, на проверку работоспособности и ресурса в рабочем диапазоне давлений и температур, в условиях воздействия КТ, вибронагрузений и т.д. Многим десяткам испытаний подвергались различные узлы ПГСР — заборные устройства, коллекторы, сетчатые устройства и т.д. с целью получения заданных параметров. Далее отработка агрегатов, систем и узлов проводилась автономно и комплексно в составе ряда стендовых изделий: холодные проливы на имитаторах штатных рабочих тел (воде, воздухе); холодные проливы на натуральных КТ, включая так называемые «холодные» запуски двигателя и огневые испытания ДУ по полетной программе включений.

Принципиально новым явилась совместная отработка электроники СУ (разработки ИСРО) совместно с ПГСР на стадии холодных, проливочных и огневых испытаний. Это позволило отработать взаимную увязку систем СУ и ДУ, проверить правильность реализации алгоритмов работы ПГСР на стадии наземных испытаний (до ЛКИ).

Впервые также была проведена отработка отдельных штатных режимов заправки и подготовки к пуску в период холодных проливов (на КТ) и огневых испытаний в НИИХИММАШ, что позволило существенно сократить отработку заправки блока на заправочном макете у Заказчика.

Изложенный новаторский подход, стратегия стендовой отработки и комплекс реализованных мероприятий полностью оправдали себя, позволив провести стендовые испытания ДУ на новых для КБ «Салют» компонентах топлива (кислород — водород) и выйти на ЛКИ с получением заданных параметров при минимальном количестве доработок.

Разработка ДУ разгонного блока, завершившаяся проведением в 2002...2004 гг. ЛКИ трех изделий в составе индийской РН GSLV, продемонстрировала успешное преодоление всех трудностей и особенностей, вызываемых применением криогенных КТ.

Конечно, по ходу наземной отработки и летных испытаний возникали многие задачи, что требовало принятия оперативных, неординарных и ответственных решений с согласованием их в различных аспектах с иностранным заказчиком. Это усугублялось и тем, что многие задачи решались впервые. Так было при создании математических моделей ряда важных процессов: захлаживания расходных трактов топлива, внутрибакового теплообмена при подготовке и в полете, поведения паровых каверн в водороде, изменения параметров в баках после отделения ПН и т.д. Сегодня можно утверждать, что разработанные математические модели в теоретическом и экспериментальном плане являются наиболее полными в мировой практике, отражающими суть протекающих процессов и позволяющих вести достоверное прогнозирование полетных данных.

Новизна тематики постоянно требовала адекватных решений. Так большой объем экспериментальных и расчетных работ был проделан после первого ЛКИ в поисках причин ускоренной выработки окислителя, что привело к комплексной переоценке процессов выработки и регулирования расходов КТ в двигателе. Работа по анализу работоспособности и параметров ДУ продолжается и в настоящее время при подготовке очередных пусков и по их результатам.

Необходимо отметить особый характер отношения к работе при создании ДУ блока 12КРБ: профессиональный интерес, острое чувство нового, преодоление трудностей, работа в творческих группах, формирование взаимоотношений с иностранным Заказчиком, наконец, просто творческий подъем, сопутствующий освоению криогенных кислорода и водорода.

В непосредственной разработке ДУ и ее испытаниях отличились многие специалисты КБ «Салют», среди них Миркин Н.Н., Наумов Л.С., Никитин О.Д., Партола И.С., Гневашев А.П., Гордеев В.А., Елисеев В.В., Воробьев Н.Н., Иванов Г.П., Богатырев В.Т., Караулов В.В., Лашенков А.Н., Широченков В.Д., Быков А.Б., Негадов М.В., Постоюк Е.И., Зайцев С.Н., Рюмин Ю.И., Белкин С.А., Мелкумов В.С., Афанасьев Л.А., Кириллов С.М., Персигов В.В., Беляков С.А., Павлов А.Н., Стрельцов А.И., Вакушин В.А., Салунский М.В., Альбрехт А.В., Бажанов А.И., Морозов В.А., Кожухов И.В., Зубарев В.И., Савенков И.Ю. и другие. Большую практическую помощь в разработке, испытаниях ПГСП и в решении возникающих вопросов оказывали главный конструктор комплекса Киселев Л.Н., руководители и специалисты различных организаций Селеснев Е.П., Заславский Е.Л., Морозов В.И., Сирачев М.К., Орлов Н.Н., Яковлев А.Г., Колкин Е.Г., Козловцев В.Д., Фирсов В.П., Богданов Б.Х., Емельянов С.А., Дыменко С.К., Панков В.В., Макаров А.А., Гайдуков В.И., Денисов К.П., Галеев А.Г.

В настоящее время работы по блоку 12КРБ продолжаются, идет изготовление новых модифицированных блоков с повышенными энергетическими характеристиками.

Подводя итоги краткому рассказу о разработке в КБ «Салют» ДУ на кислородно-водородном топливе следует отметить следующие результаты:

1. Разработана оптимальная принципиальная схема ПГСП, содержащая минимальное количество агрегатов при функциональном обеспечении работоспособности ДУ и изделия, а также обеспечивающая проведение контрольных технологических пневмоиспытаний (на функционирование и герметичность) после окончательной сборки (на заводе-изготовителе и у Заказчика).

2. Разработан и отработан комплекс алгоритмов управления работой ПГСП – систем наддува, дренажа баков, обеспечения пневмоуправления бортовыми агрегатами на основе сигнализаторов давления (с внедрением процедуры обработки информации по определению состояния контактов, положения СД-замкнут или разомкнут и формирования команды на исполнение), а также алгоритма регулирования выработки КТ из баков О и Г.

3. Созданы уникальные математические модели и методики расчета протекания внутрибаковых процессов тепломассообмена, учитывающие испарение, конденсацию кислорода, водорода в зависимости от внешних теплопритоков и вводимых рабочих тел наддува при заправочных операциях и в полете.

4. Проведена оптимизация расходов компонентов топлива для захлаживания баков О и Г, термостатирования кислорода, подпитки и расщепления водорода (с выходом на потребные температуры в заданное время), обеспечивающая стабильное протекание процессов.

5. Решена задача наддува бака Г с жидким (кипящим) водородом газообразным водородом при заправочных операциях и в полете без использования гелия.

6. Разработан и реализован комплекс требований к системам и агрегатам, позволивший создать работоспособные и надежные агрегаты (ДПК, ЗСК, пневмо и электроклапаны и др.) и системы, обеспечивающие получение заданных параметров.

7. Внедрены различные конструктивные решения и мероприятия, направленные на обеспечение пожаровзрывобезопасности изделия (продувки инертными газами, введение герметизирующих элементов, размещение электроискроопасных элементов в защитных оболочках, защита от взаимодействия паров водорода с кислородом воздуха на СК и атмосферном участке полета).

8. Воплощены и конструктивно реализованы новаторские предложения и идеи, наработанные в КБ «Салют», например: многоступенчатое захлаживание расходных трактов О и Г ПГСП и двигателя (предварительное – гелием при наземной подготовке и полетное – компонентами); отработка (сертификация) электроники СУ (разработки Заказчика) совместно с ПГСП (и двигателем) на стадии наземных испытаний (холодные проливки и запуски, огневые испытания ДУ) в части реализации циклограммы работы ДУ и алгоритмов управления ПГСП, РСК; организованное удаление остатков КТ и газов из баков О и Г (после отделения ПН) для предотвращения неконтролируемого роста давления и возможного разрушения баков. Предложено также уникальное техническое решение по организации отработки повторного запуска двигателя на остатках КТ после отделения ПН.

9. Получен огромный совместный опыт работы и согласования взаимных интересов с иностранным заказчиком.

На базе блока 12КРБ с использованием схемного, конструкторского, экспериментального и эксплуатационного опыта, которым владеет КБ «Салют», разрабатывается кислородно-водородная ДУ перспективного разгонного блока для применения в составе РН «Протон-М» и «Ангара-5».

РБ имеет увеличенный запас КТ и соответствующие массовые характеристики и габариты при оптимальных тягах ЖРД – 7,5...9,5 тс, реализуемых в различных модификациях двигателя.

За небольшим исключением, используются те же основные агрегаты и узлы ПГСР, отработанные для блока 12КРБ. Для управления работой ПГСР предусмотрено применение вновь разрабатываемой современной измерительной и управляющей системы (ИСАД), состоящей из функциональных датчиков давления и аппаратуры. Данная система значительно расширит возможности поддержания оптимальных давлений в баках при минимально потребных запасах рабочих тел наддува.

Основными и определяющими задачами в создании РБ являются снижение массы конструкции и остатков КТ (по окончании работы); отработка повторных запусков двигателя (до 5 раз) после длительных пауз в полете; длительный период существования в космических условиях.

Так для отработки повторных запусков на протяжении нескольких лет предлагается самый «экономичный способ» – повторное включение двигателя в составе блока 12КРБ на остатках КТ после отделения ПН.

В целом приведенные задачи могут быть решены последовательно на различных пусках и даже модификациях РБ (в том числе, возможно с использованием различных типов двигателей), с наращиванием количества включений ЖРД и повышением энергетических характеристик как за счет снижения массы двигателя, баков, ПГСР и др. систем, так и увеличения удельного импульса тяги ЖРД (например, введением выдвигного сопла).

В этом плане, характерным примером служит американский кислородно-водородный РБ «Центавр», который за более чем 40-летнюю историю выдержал 7 или 8 модификаций (с изменением начальной массы, диаметров баков, типов и количества двигателей и т. п.).

Хочется надеяться, что очередной прорыв в космос, сделанный КБ «Салют» созданием блока 12КРБ, и наработанный богатый опыт по освоению перспективных КТ кислород-водород будут использованы нами в ближайшие годы. К этому имеются настоятельные предпосылки текущего времени, а именно: нарастающие темпы применения кислородно-водородного топлива другими «космическими державами» не только в РБ, но и в ступенях тяжелых РН (для освоения Луны и Марса); постоянные требования наращивания массы выводимых полезных нагрузок; наличие сформировавшейся специализированной группы КБ и предприятий, чьи специалисты по ДУ и наземным системам успешно справились с освоением кислородно-водородного топлива.

# **Теплообмен в баках водорода и кислорода при проведении заключительных операций на блоке 12КРБ после отделения полезной нагрузки**

*Киселев Л.Н., Гордеев В.А., Фирсов В.П., Антюхов И.В., Иванов Г.П.,  
Хорошилов К.В., Притыкин А.Ю.*

## **ВВЕДЕНИЕ**

18 апреля 2001 года с космодрома ШАР (Индия) был осуществлен успешный запуск индийской ракеты-носителя GSVL с российским криогенным разгонным блоком 2Л12КРБ, в результате которого был выведен на орбиту спутник GSAT-1 массой 1540 кг.

Однако, анализ телеметрической информации выявил следующее: на участке полета КРБ после отделения космического аппарата (КА) в баке горючего разгонного блока резко повысилось давление, в 1,6 раза превысив расчетное. Несмотря на работу дренажной системы, возникла опасность разрушения бака, что, в свою очередь, могло бы привести к поражению КА фрагментами конструкции КРБ.

Поиск причин нештатного повышения давления в баке горючего привел к следующим выводам: сброс азота из бака высокого давления привел к закрутке КРБ с угловой скоростью в 3 раза больше расчетной, остатки жидкого водорода (которые, по анализу телеметрии, примерно в два раза превышали расчетные значения) от взаимодействия со стенками бака быстро вращающегося блока стали перемещаться в зону прогретого верхнего днища, где большая часть этих остатков удерживалась центробежной силой и интенсивно испарялась. Вызванный интенсивным испарением водорода рост давления вывел дренажную систему (не рассчитанную на реализовавшиеся условия работы) на предел ее возможностей по ограничению давления в баке.

Для предотвращения в последующих пусках повторения ситуации с давлением в баке водорода предстояло решить задачу с противоречивыми требованиями.

Дело в том, что закрутка КРБ вокруг поперечной оси обеспечивает безопасный увод блока от полезной нагрузки после их разделения и, чем сильнее эта закрутка, тем меньше вероятность сближения блока и полезной нагрузки. Но, в то же время, для обеспечения допустимого уровня давления в баке закрутка должна быть как можно меньше, чтобы остатки водорода не попали в «горячую» зону верхнего днища.

Так возникла необходимость создания комплексной математической модели: движения блока и внутрибаковых процессов, в которой динамика движения блока оказывала бы влияние на внутрибаковые процессы через воздействие оболочки бака и перегрузку на жидкий компонент топлива, а внутрибаковые процессы, со своей стороны, оказывали бы влияние на динамику движения через изменение величины реактивных сил от выбросов, которые в свою очередь изменяются в зависимости от давления в баке.

## Постановка задачи

После завершения работы двигателя разгонного блока 12КРБ водород и кислород в баках в течение 10...15 секунд находятся под действием малых перегрузок, не превышающих  $10^{-5} g$ . При отделении космического аппарата (КА) на блок воздействует кратковременная отрицательная перегрузка. При отсутствии тяги маршевого двигателя жидкое топливо может произвольно перемещаться по объему бака в зависимости от величины и направления суммарного вектора возмущающих сил, действующих на блок. Эти возмущающие силы возникают при удалении остатков газов и жидкостей из шар-баллонов и баков при неработающих системах ориентации и стабилизации. Движение жидкости может сопровождаться интенсивным испарением при взаимодействии ее с горячими стенками бака и газом подушки, что приводит к увеличению давления в баке. Чрезмерный рост давления в баке может привести к разрушению блока. Впервые эта проблема стала актуальной после полета изделия 2Л12КРБ, когда уровень давления в баке водорода превысил рабочий уровень давления.

При заключительных операциях [6] возмущения от реактивных сил вызывают существенные изменения давления и температуры в топливных баках, так как, например, перераспределение остатков водорода приводит к изменению темпов генерации пара в зависимости от значений объемных (массовых) сил, определяемых вектором ускорения блока, и положением жидкого водорода в баке. Кроме того изменение давления в баках приводит к изменению массовых расходов дренируемых парожидкостных потоков за пределы блока, что формирует новые величины реактивных сил. В результате динамика движения блока на заключительных операциях полета неразрывно связана с тепломассообменными процессами в топливных баках.

Для описания процессов в баках водорода и кислорода была разработана приближенная инженерная математическая модель [5], описывающая перемещения жидкого топлива в баках, согласно которой остатки жидкого топлива в баках заменяются точечными массами (МТ), соответствующими массе топлива и совершающими движение внутри поверхностей, представляющих собой геометрическое место центров масс жидкости в каждом баке. При этом модель предполагает, что точечные массы, эквивалентные жидкому топливу, взаимодействуют с конструкцией блока.

### Динамика движения корпуса разгонного блока и остатков жидкого топлива

Уравнения движения РБ и МТ имеют вид

$$\begin{aligned} (m_0 + m)\bar{W}_B + \bar{e} \times (\bar{L}_B^0 + m\bar{r}) + \bar{\omega} \times (\bar{\omega} \times (\bar{L}_B^0 + m\bar{r})) + 2m\bar{\omega} \times \bar{u} + m\bar{W}' = \bar{P} \\ (J_0 + m(\bar{r}^2 E - \bar{r}\bar{r}^T))\bar{e} + (\bar{L}_B^0 + m\bar{r}) \times \bar{W}_B + \bar{\omega} \times ((J_0 + m(\bar{r}^2 E - \bar{r}\bar{r}^T))\bar{\omega}) + \\ + 2m\bar{r} \times (\bar{\omega} \times \bar{u}) + m\bar{r} \times \bar{W}' = \bar{M}_B \\ m\bar{W} = \bar{R} \end{aligned}$$

$$\overline{W} = \overline{W}_B + \overline{\varepsilon} \times \overline{r} + \overline{\omega} \times (\overline{\omega} \times \overline{r}) + 2\overline{\omega} \times \overline{u} + \overline{W}^r$$

$$\overline{R} = R_v \overline{v} - k |R_v| \overline{\tau} - c \overline{u},$$

где  $\overline{R}$  – сила реакций связи;

$k$  – коэффициент трения скольжения;

$c$  – коэффициент вязкого трения;

$\overline{v}$  – внешняя нормаль к поверхности;

$R_v$  – нормальная составляющая силы реакции связи;

$\overline{W}, \overline{W}_B$  – кажущиеся ускорения МТ и точки В РБ;

$\overline{W}^r$  – относительное ускорение МТ (ускорение МТ в связанной СК);

$\overline{u}$  – относительная скорость МТ (скорость МТ в связанной СК);

$\overline{r}$  – радиус-вектор МТ в связанной СК;

$$\overline{\tau} = \frac{\overline{u}}{|\overline{u}|};$$

$m_0$  – масса РБ;

$m$  – масса МТ;

$\overline{L}_B^0$  – статический момент РБ относительно начала связанной СК;

$J_0$  – матрица тензора инерции РБ относительно начала связанной СК без учета водорода;

$\overline{\omega}$  – угловая скорость РБ;

$\overline{\varepsilon}$  – угловое ускорение РБ;

$\overline{P}$  – равнодействующая внешних сил;

$\overline{M}_B$  – момент внешних сил относительно точки В.

Оси X, Y связанной СК находятся в плоскости технологического стыка РБ и КА и параллельны осям X, Y СК GSLV, ось z дополняет связанную СК до правой. Точка В – точка начала связанной СК.

Метацентрическая поверхность аппроксимировалась поверхностью

$$a_0(z - z_0)^4 + a_1(x^2 + y^2) - 1 = 0,$$

где  $a_0 = 0.03353046, a_1 = 0.68527696, z_0 = 6.025$ .

### Математическая модель внутрибаковых процессов

В математической модели блока учитываются действующие в полете возмущения от реактивных сил, возникающие при удалении газов и жидкостей.

На рис. 1 показана схема блока и положение топлива в баках кислорода и водорода на момент отделения КА.

Рассматривается случай, когда в баках к моменту выключения двигателя находится не более 100 кг водорода, и не более 250 кг кислорода. Центр масс блока для рассматриваемого случая находится в баке водорода.



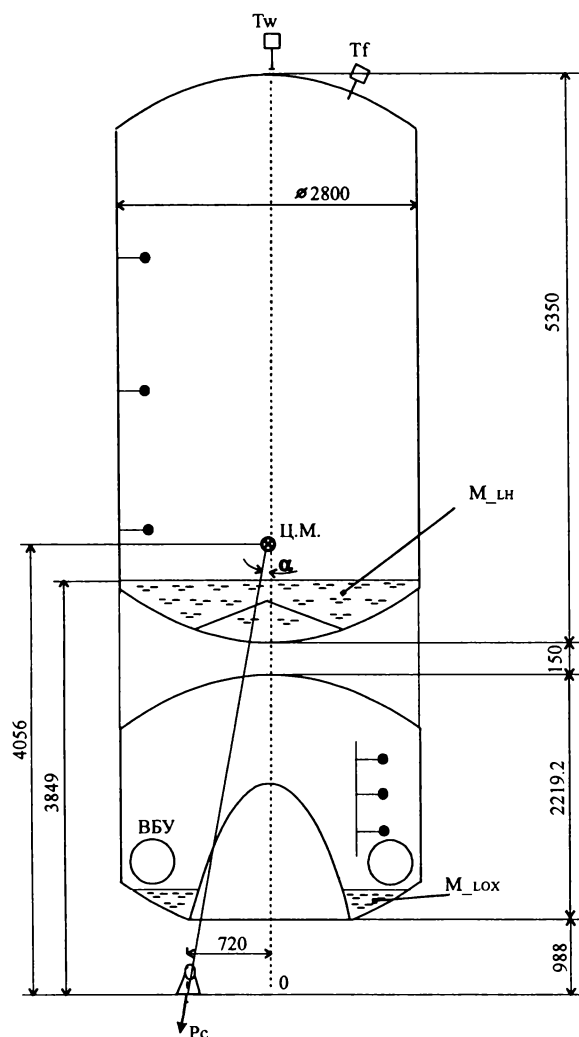


Рис. 1

При создании математических моделей баков кислорода и водорода учитываются основные особенности физических процессов, а именно: изменение температуры газа, жидкости и стенки, процессы конденсации и испарения на свободной поверхности жидкости, дренирование жидкости и газа из бака, массовые силы за счет углового вращения блока и перегрузки. Параметры, определяющие интенсивность процессов теплообмена в баке, изменяются по времени, а основные теплофизические свойства жидкости и газа в значительной мере зависят от температуры и давления в баке [5].

Наиболее простой и информативной является модель бака с сосредоточенными параметрами с учетом изменения профиля температур по высоте бака. Особенность взаимодействия газа со стенками бака и зеркалом жидкости в этом случае учитывается введением замыкающих зависимостей для расчета тепловых и массовых потоков.

Несмотря на кажущуюся упрощенность такого подхода, он позволяет получить в полном объеме описание основных процессов без существенного усложнения задачи. Тем более, что уровень знаний о характере взаимодействия жидкости со стенками бака, воздействие колебаний корпуса блока на процессы теплообмена на сегодняшний день недостаточен, чтобы усложнять математическую модель процесса без соответствующего экспериментального подтверждения.

Используемая математическая модель бака с сосредоточенными параметрами учитывает неоднородность процессов теплообмена и гидродинамики по высоте бака. Для этого вводятся уравнения энергии для стенки бака, учитывающие изменение температуры и переток тепла по высоте обечайки бака и использование принципа зонного описания процессов в баке (верхнее и нижнее днища и т. д.). Уравнение теплопроводности записывается для трех характерных элементов (конструкции) бака: верхняя полусфера бака с площадью теплообмена  $S_{wv1}$ , часть цилиндрической оболочки бака между зеркалом жидкости и верхней полусферой  $S_{wv2}$  и остальная цилиндрическая оболочка бака –  $S_{wv3}$ .

Запишем в рамках этой модели основные уравнения сохранения массы и энергии применительно к газовой подушке бака и объему бака занятого жидкостью.

### 1. Уравнение сохранения массы

– в газовой подушке бака:

$$\frac{dM_v}{d\tau} = G_{ev} - G_{dr}; \quad (1)$$

– в жидкости

$$\frac{dM_l}{d\tau} = -G_{ev}; \quad (2)$$

– в баке

$$\frac{dM}{d\tau} = \frac{d(M_v + M_l)}{d\tau} = -G_{dr} - G. \quad (3)$$

### 2. Уравнения энергии

– в газовой подушке бака

$$\frac{d(M_v h_v)}{d\tau} = V_{vt} \frac{dP}{d\tau} + Q_{wv} - Q_{vl} + h_{vs} \cdot G_{ev} - h_{dr} \cdot G_{dr}; \quad (4)$$

– в жидкости

$$\frac{d(M_l h_l)}{d\tau} = V_{lt} \frac{dP}{d\tau} + Q_{wl} + Q_{vl} - h_{vs} \cdot G_{ev}; \quad (5)$$

– в баке

$$\frac{d(M_v h_v + M_l h_l)}{d\tau} = V_t \frac{dP}{d\tau} + Q_{wv} + Q_{wl} - h_{dr} \cdot G_{dr}. \quad (6)$$

### 3. Уравнения сохранения объемов пара и жидкости

$$V_{vt} + V_{lt} = V_t. \quad (7)$$

### 4. Уравнения энергии для стенки бака

$$\frac{d(M_{wv} h_{wv})}{d\tau} = Q_{inv} - Q_{wv}; \quad (8)$$

$$\frac{d(M_{wl} h_{wl})}{d\tau} = Q_{inl} - Q_{wl}. \quad (9)$$

### 5. Уравнение баланса массы и энергии на зеркале компонента

$$Q_{vl} - Q_l = (h_{vs} - h_{ls}) \cdot G_{ev} = r_{ev} \cdot G_{ev}^Q; \quad (10)$$

$$G_{ev} = G_{ev}^P + G_{ev}^Q, \quad (11)$$

где 
$$G_{ev}^P = -\frac{M_{ls} \cdot C_s \cdot C_{pls}}{r_{ev}} \cdot \frac{dP}{d\tau}; \quad (12)$$

$$C_s = \frac{(1 - \rho_{vs} / \rho_{ls}) \cdot T_s}{r_{ev} \cdot \rho_{vs}}. \quad (13)$$

### 6. Термодинамические соотношения

$$\frac{dh_{v,l}}{d\tau} = \left( \frac{\partial h_{v,l}}{\partial P} \right)_T \cdot \frac{dP}{d\tau} + \left( \frac{\partial h_{v,l}}{\partial T} \right)_P \cdot \frac{dT_{v,l}}{d\tau}; \quad (14)$$

$$\frac{dv_{v,l}}{d\tau} = \left( \frac{\partial v_{v,l}}{\partial P} \right)_T \cdot \frac{dP}{d\tau} + \left( \frac{\partial v_{v,l}}{\partial T} \right)_P \cdot \frac{dT_{v,l}}{d\tau}; \quad (15)$$

$$\frac{dh_v}{d\tau} = c_{pv} \cdot \frac{dT_v}{d\tau} - \psi \cdot c_{pv} \cdot \frac{dP}{d\tau}; \quad (16)$$

$$\frac{dh_l}{d\tau} = c_{pl} \cdot \frac{dT_l}{d\tau}; \quad (17)$$

$$P \cdot v_v = z \cdot R_v \cdot T_v; \quad (18)$$

$$\Psi = -\frac{1}{c_{p_v}} \left( \frac{\partial h_v}{\partial P} \right)_T = \frac{v_v(T_v \cdot \beta - 1)}{c_{p_v}}; \quad (19)$$

$$\beta = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_P = \frac{1}{z} \left( \frac{\partial z}{\partial T} \right) + \frac{1}{T_v}; \quad (20) \quad \frac{dT_s}{dP_s} = C_s, \quad (21)$$

где  $\Psi$  – коэффициент дросселирования;  
 $\beta$  – коэффициент расширения объема.

Запишем уравнение состояния с использованием уравнения баланса массы пара в газовой подушке

$$V_{vt} = M_v \cdot v_v, \quad (22)$$

в следующем виде

$$\left( \frac{1}{T_v} + \frac{1}{z} \cdot \frac{\partial z}{\partial T} \right) \frac{dT_v}{dz} - \left( \frac{1}{P} - \frac{1}{z} \cdot \frac{\partial z}{\partial P} \right) \frac{dP}{dz} = \frac{1}{M_v} \left[ -G_{ev} \cdot \left( 1 - \frac{\rho_v}{\rho_l} \right) + G_{dr} \right]. \quad (23)$$

После преобразования уравнений, получим

$$\frac{dT_v}{d\tau} - \frac{v_v \cdot T_v \cdot \beta}{c_{p_v}} \cdot \frac{dP}{d\tau} = \frac{[Q_{wv} - Q_{vl} - (h_v - h_{vs})G_{ev} - (h_{dr} - h_v)G_{dr}]}{c_{p_v} \cdot M_v}. \quad (24)$$

Для определения давления и среднемассовой температуры паровой подушки решается система из двух дифференциальных уравнений (23...24) с использованием информации о массе жидкости и газа в баке, объеме паровой подушки тепловых потоках на стенке бака и на межфазной поверхности и т.д.

При записи системы уравнений приняты следующие обозначения:

$M_v = V_{vt} \cdot \rho_v$  – масса пара в паровой подушке;

$\rho_v, \rho_l, \rho_{ls}$  – плотность пара; жидкости и жидкости на линии насыщения, соответственно;  $v_v$  – удельный объем пара;

$q_l$  – плотность теплового потока в жидкость;

$A_{vl}$  – площадь зеркала жидкости;

$V_{vt}$  – объем паровой подушки;

$h_v, h_{vs}, h_{wv}$  – энтальпии: пара, пара на линии насыщения, элементов конструкции бака, соответственно;

$P_l$  – давление в паровой подушке бака;

$g = 9,81 \text{ кг/м}^2$  – ускорение свободного падения;

$n_x$  – продольная перегрузка;

$Q_{wv}$  – тепловой поток между стенкой бака и паровой подушкой;

$Q_l = q_l \cdot A_{vl}$  – тепловой поток в жидкость;

$c_{pv}, c_{pl}, c_{pw}$  – теплоемкость: пара, жидкости, стенки бака, соответственно;

$z$  – сжимаемость пара;

$R_v$  – газовая постоянная;

$\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения;  
 $r_{ev}$  – теплота парообразования;  
 $\lambda_v, \lambda_l$  – коэффициенты теплопроводности пара и жидкости, соответственно;  
 $\tau$  – время.

Для решения задачи о параметрах внутрибаковых процессов необходима дополнительная информация о коэффициентах теплообмена на свободной поверхности и стенке бака, расположения жидкости по объему бака и т.п.

Процессы, происходящие после отделения КА в баке водорода, рассчитываются с использованием двух физических моделей процесса, определяющих две характерные стадии поведения жидкости в объеме бака:

с момента отделения КА формируется капля жидкости, которая относительно стенок бака начинает движение к верхнему днищу и завершается моментом контакта капли с верхним днищем бака;

с момента контакта капли с верхним днищем бака жидкости сообщается скорость движения стенок бака, и при вращении блока массовая сила прижимает каплю к верхнему днищу, формируя сфероид, который начинает испаряться вблизи верхнего днища бака.

Были созданы две модели поведения жидкости в баке применительно к этим стадиям процесса. Эти модели позволяют рассчитывать массовый расход пара при испарении и количество тепла, снимаемого жидкостью от стенок бака и за счет конвекции между жидкостью и паром [2,4].

Объем капли, формируемой после воздействия отрицательной перегрузки, принимается пропорциональным объему жидкости в баке

$$V_{lo} = c_l \cdot \frac{M_l}{\rho_l}, \quad (25)$$

где  $M_l$  – масса жидкости в баке после отделения КА для изделия 12КРБ;

$c_l = 0.55$  – коэффициент пропорциональности, полученный по результатам обработки полетов изделий 1Л12КРБ и 2Л12КРБ.

Характерный размер сфероида вычисляется по формуле

$$\delta_{lo} = \sqrt[3]{6 \cdot V_{lo} \cdot \pi}. \quad (26)$$

Начальная скорость движения к верхнему днищу сфероида относительно стенок бака определялась по результатам испытания изделий 2Л12КРБ и 1Л12КРБ и была равна 0,25 м/с.

Суммарный массовый расход испарившейся с поверхности сфероида жидкости вычисляется с использованием допущения о применимости зависимостей, справедливых для испарения капель, движущихся относительно газа, по формуле

$$Q_\delta = \alpha_\delta \cdot (T_v - T_s) \cdot S_\delta, \quad (27)$$

где  $S_\delta = c_s \cdot \pi \cdot \delta_{lo}^2$  – площадь поверхности сфероида; (28)

$c_s$  – коэффициент отличия поверхности испарения от сферической формы ( $c_s = 1 \dots 5$ );

$$\alpha_{\delta} = \frac{Nu_{\delta} \cdot \lambda_v}{\delta_{lo}} - \text{коэффициент теплоотдачи между сфероидом и паром}; \quad (29)$$

$T_v(z)$  – локальная температура пара по высоте бака;

$\lambda_v(T_v)$  – теплопроводность пара;

$$Nu_{\delta} = 2 + 0.55 \cdot Re_{\delta}^{0.5} \cdot Pr_v^{0.33} - \text{число Нуссельта для капли}; \quad (30)$$

$$Re_{\delta} = \delta_{lo} \cdot \rho_v \cdot u_{\delta} / \mu_v - \text{число Рейнольдса для капли}; \quad (31)$$

$$Pr_v = \frac{\mu_v \cdot c_p}{\lambda} - \text{число Прандтля для пара}; \quad (32)$$

где  $\mu_v$  – динамическая вязкость.

Массовый расход пара за счет испарения сфероида вычисляется по зависимости

$$G_{ev} = \frac{Q_{\delta}}{r_{ev}}, \quad (33)$$

где  $r_{ev}$  – теплота парообразования.

Для определения скоростей движения сфероида и изменения его массы используются уравнения сохранения движения и массы в следующем виде

$$\frac{du}{d\tau} = \frac{F_{\delta} \cdot C_D \cdot \rho u^2 / 2}{m_{\delta}}, \quad (34)$$

$$\frac{dM_l}{d\tau} = -G_{ev}, \quad (35)$$

$$\text{где } M_l = \pi \cdot \delta^3 / 6 \cdot \rho_l - \text{масса сфероида}. \quad (36)$$

Эти уравнения интегрируются по времени неявным методом Эйлера одновременно с уравнениями сохранения для бака. Завершение расчета определяется моментом касания сфероида любой поверхности бака.

Степень деформации сфероида при движении в баке определяется по формуле

$$k_d = \exp(0.03 \cdot We^{1.5}), \quad (37)$$

где  $We$  – критерий Вебера.

Вычисленная применительно к условиям полета степень деформации сфероида достигает 73. Это свидетельствует о формировании формы сфероида по типу «парашют». Оценка характерного времени дробления сфероида по формуле

$$t_d = \left( \frac{\delta_o}{u \delta_o} \right) \sqrt{\frac{\rho_l}{\rho_v}} \quad (39)$$

показала, что характерное время дробления сфероида применительно к рассматриваемым условиям полета составляет 72 секунды, что значительно превышает время движения жидкости в баке после отделения космического аппарата. Поэтому дробление сфероида, по-видимому, отсутствует.

Для расчета массового расхода пара, образующегося при взаимодействии сфероида с верхней поверхностью бака, предполагается, что теплообмен происходит в условиях пленочного кипения под действием массовой силы, вызванной вращением блока с ускорением [3,4].

Принимается, что между поверхностью сфероида и верхним днищем образуется паровая пленка толщиной  $\Delta$  [1]. Под сфероидом возникает избыточное давление за счет сопротивления возникающего при истечении пара. Это давление компенсируется массовой силой.

Предполагая, что тепловой поток между стенкой бака и поверхностью сфероида вычисляется по формуле

$$q_w = \lambda_{vf} \cdot (T_w - T_s) / \Delta, \quad (40)$$

где  $\lambda_{vf}(T_f, P)$  – теплопроводность пленки пара;

$$T_f = 0.5(T_w + T_s) - \text{средняя температура пленки пара.} \quad (41)$$

Запишем уравнение баланса сил и баланса массы пара, образующегося в зазоре

$$|a| \cdot M_l = \xi \cdot \rho_v \cdot u_\Delta^2 / 2 \cdot S_w, \quad (42)$$

$$\rho_v u_\Delta \cdot \pi \cdot l \cdot \Delta = \frac{q_w \cdot S_w}{r_{ev}}, \quad (43)$$

где  $l$  – характерный размер сфероида, а  $S_w$  – площадь теплообмена сфероида с поверхностью бака,  $|a|$  – модуль ускорения от массовых сил действующих на верхнем днище бака.

После преобразования уравнений 40...43 и введения с использованием теории размерности соотношения между площадью теплообмена и объема жидкости получим следующее выражение для определения массового расхода пара, образующегося на верхнем днище бака

$$G_{ev}(R_a, R_l, a, V_l, T_w, T_s) = C_s \cdot (V_l \cdot |a|)^{0.25} \cdot S_w \cdot \sqrt{\rho_v \cdot \rho_l \cdot \lambda_v \frac{T_w - T_s}{r_{ev}}}. \quad (44)$$

Константа  $C_s$  была определена после обобщения опытных данных по результатам испытаний изделий 1Л12КРБ и 2Л12КРБ. Ее величина вычисляется по

$$\text{формуле } C_s = 37 \cdot (0.31 + 0.74 \cdot \tanh \sqrt{\frac{|a_0|}{15 \cdot |a|}}),$$

где  $a_0 = 0,3 \text{ м/с}^2$ .

Площадь теплообмена сфероида с поверхностью бака определяется из равенства работы инерционных сил и сил поверхностного натяжения

$$S_w = V_l \cdot \sqrt{\frac{a \cdot \rho_l}{\sigma}}. \text{ При } S_w > S_{w0} \quad S_w = S_{w0}, \text{ где } S_{w0} = 6.9 \text{ м}^2 - \text{площадь поверхности}$$

верхней полусферы бака.

Для расчета массового расхода испарения сфероида на поверхности, обращенной к нижнему днищу бака, использовалось соотношение в следующем виде

$$G_{evc} = \frac{\alpha_v \cdot S_w \cdot (T_v - T_s)}{r_{ev}}, \quad (45)$$

где  $\alpha_v = 8,5 \text{ Вт/м}^2\text{К}$  – коэффициент теплоотдачи за счет конвекции между паром и внешней поверхностью сфероида принимается равным коэффициенту теплоотдачи между стенкой и паром, полученным при обобщении данных по прогреву стенки бака.

Тогда суммарный массовый расход пара при испарении жидкости в условиях вращения блока по тангажу равен

$$G_{ev} = G_{evc} + G_{ev}(R_a, R_l, a, V_l, T_w, T_s). \quad (46)$$

При проведении расчетов после начала закрутки блока при решении уравнения теплопроводности верхнего днища использовался коэффициент теплоотдачи по зависимости (47).

Теплоприток через теплоизоляцию и подогрев жидкости в КСУ рассчитывался обычным образом.

Теплообмен на вертикальной цилиндрической стенке бака с газом рассчитывался с использованием модели конвективного теплообмена.

Система дифференциальных уравнений (1...24) и уравнения (46) была преобразована к виду, удобному для интегрирования. При проведении расчетов решалась система из 12 дифференциальных уравнений неявным методом Эйлера.

В результате расчета вычислялись данные об изменении давлений в баке, среднемассовой температуры газа в подушке, жидкости, массы газа и жидкости в баке, тепловой поток на зеркале жидкости, температуры стенок трех характерных элементов, газовой подушки.

Для расчета параметров внутрибаковых процессов в баке кислорода решалась система дифференциальных уравнений (1...24). При этом учитывались особенности состояния среды в баке кислорода. Газовая подушка в баке кислорода состоит из смеси пара кислорода и газообразного гелия. Кроме того, непосредственно в баке у нижнего днища и в ВБУ находятся остатки жидкого кислорода.

При проведении расчетов учитываются теплопритоки через теплоизоляцию. Конвективный теплообмен между газом и стенкой рассчитывается с использованием полученного в результате испытаний значения коэффициента теплоотдачи равного  $4,5 \text{ Вт/м}^2\text{К}$ . Конвективный теплообмен между газом и поверхностью жидкости в баке рассчитывается с использованием этого же значения коэффициента теплоотдачи.

На рис. 2 представлены результаты измерения скорости охлаждения верхнего днища бака водорода датчиком температуры. Учитывая опыт стендовых испытаний изделий можно утверждать, что до момента контакта жидкости с верх-



ним днищем происходит незначительное снижение температуры. После взаимодействия верхнего днища с жидкостью наблюдается его захлаживание.

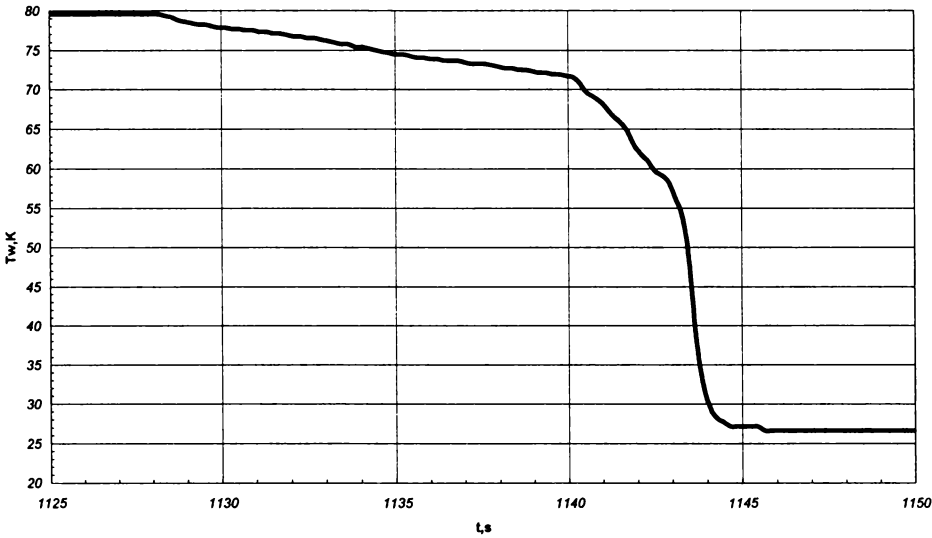


Рис. 2. Изменение температуры верхнего днища бака водорода после отделения КА

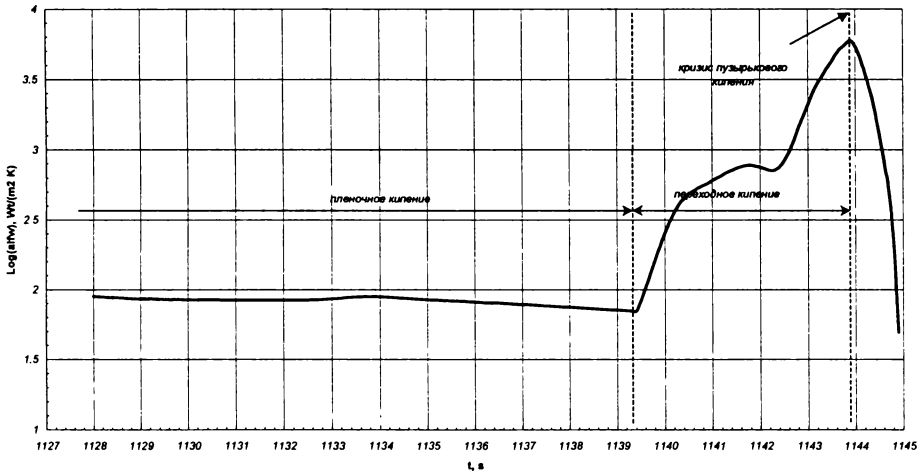


Рис. 3. Кривая кипения водорода в условиях взаимодействия жидкой капли (сфероид) с верхним днищем бака водорода при микроперегрузках

На рис. 3 показаны результаты расчета плотности теплового потока при разогреве стенки бака водорода и его последующего захлаживании. Для расчета плотности теплового потока использовались результаты измерения температуры датчиком и метод решения обратной задачи теплопроводности по Тихонову [8].

Тепловой поток между стенкой бака и средой не превышает 3...5 кВт/м<sup>2</sup> при температуре стенки выше 65 К. Коэффициент теплоотдачи составляет 94...98 Вт/м<sup>2</sup>К. Таким образом, величина коэффициента теплоотдачи при пленочном кипении водорода на верхнем днище равна 95 Вт/м<sup>2</sup>К при угловой скорости 0,34 рад/с.

Величина коэффициента теплоотдачи для условий нормальной гравитации по данным МАИ – НИИХИММАШ составляет 200...240 Вт/м<sup>2</sup>К [5]. Таким образом наблюдается уменьшение теплоотдачи в 2,3 раза при снижении массовых сил в 18,5 раза, то есть в степени 0,28. Существующие данные о влиянии массовой силы на теплоотдачу при кипении на горизонтальных поверхностях дают близкие значения показателя степени от 0,25 до 0,33.

Полученное значение теплового потока при кризисе пузырькового кипения не превышает 100 кВт/м<sup>2</sup>, что почти в 1,5...2 раз меньше, чем при кипении в большом объеме. Значение температуры кризиса составляет 35 К.

Результаты обобщения опытных данных по теплоотдаче между стенкой бака и жидкостью в условиях микрогравитации показали, что для расчета коэффициента теплоотдачи можно использовать зависимость, предложенную Баумейстером [4] для обобщения данных при кипении капель жидкости в условиях пленочного кипения

$$\alpha_w = C \cdot \left[ \frac{\rho_l \cdot \rho_v \cdot \lambda_v^3 \cdot r_{ev} \cdot |a|}{\mu_v \cdot (T_w - T_s) \cdot V_l^{0.333}} \right]^{0.25}, \quad (47)$$

где  $a$  – массовое ускорение на верхнем днище бака водорода, м/с<sup>2</sup>;

$\rho_l(T_l)$  – плотность жидкого водорода, кг/м<sup>3</sup>;

$\rho_v(T_{vf}, P)$  – плотность газообразного водорода, кг/м<sup>3</sup>;

$T_{vf} = 0.5 \cdot (T_w + T_s)$  – определяющая температура пара, К;

$P$  – давление в баке, Па;

$\lambda_v(T_{vf}, P)$  – теплопроводность газообразного водорода, Вт/мК;

$\mu_v(T_{vf}, P)$  – динамическая вязкость газообразного водорода, Па·с;

$r_{ev}(P)$  – теплота парообразования водорода, Дж/кг;

$T_w$  – температура поверхности верхнего днища, К;

$T_s(P)$  – температура насыщения, К;

$V_l = M_l / \rho_l$  – объем жидкости у верхнего днища бака, м<sup>3</sup>;

$M_l$  – масса жидкости у верхнего днища бака, кг.

С погрешностью не превышающей  $\pm 25\%$  значение константы  $C$  в формуле (47) равно 2,0.

При разогреве стенки бака газовой средой подушки величина теплового потока достигает 1 кВт/м<sup>2</sup>, что соответствует коэффициенту теплоотдачи 8,5 Вт/м<sup>2</sup>К. Эти значения коэффициентов теплоотдачи могут использоваться при расчете теплообмена между стенкой бака и подушкой бака.

Анализ теплового состояния теплоизоляции бака водорода показывает, что температура поверхности теплозащиты емкости водорода не превышает 220...280 К. Эта температура изоляции используется при расчете теплопритоков к баку водорода после отделения КА.

На основании результатов измерения температуры стенки бака кислорода был вычислен коэффициент теплоотдачи от стенки бака кислорода к газу в условиях действия микрогравитации. Величина коэффициента теплоотдачи составляет 2...4 Вт/м<sup>2</sup>К.

### **Сопоставление результатов моделирования внутрибачковых процессов и данных телеметрии**

Для верификации созданной математической модели расчета процессов теплообмена, гидродинамики бака водорода изделия 12КРБ при дренировании газовой подушки через сопло МД и удалении остатков водорода через дренажное сопло после отделения КА было проведено сопоставление результатов расчета и данных телеметрии полученных при полете изделий 1Л12КРБ и 2Л12КРБ. Результаты расчетов и испытаний представлены на рис. 4...7. Расчет проводился с момента подачи команды 51 на отделение КА до завершения сеанса телеметрии к 1600 секунде с начала полета.

Расчетное изменение давления в баке водорода близко к результатам ЛКИ (рис. 4 и 5). Незначительное отличие наблюдается для изделия 2Л12КРБ. Темп нарастания давления, полученный по результатам численного моделирования меньше, чем полученный по данным телеметрии. Однако максимальное различие в измеренных и вычисленных давлениях не превышает 0,2 кгс/см<sup>2</sup>, что составляет менее 8%. Это различие можно объяснить тем, что начальному моменту формирования устойчивого сфероидального жидкого водорода на верхнем днище бака предшествовали процессы контакта жидкости еще не вовлеченной во вращение со стенками бака. С погрешностью менее 2 % модель предсказывает значение максимального давления в баке.

Изменения давления в баке кислорода близко к результатам ЛКИ (рис. 6 и 7). Результаты верификации математической модели показывают, что погрешность проведения расчетов давления в баке составляет  $\pm 0,2$  кгс/см<sup>2</sup>. Полученные результаты подтверждают, что созданная модель для расчетов процессов испарения жидкого водорода в баке после отделения КА и начала вращения блока обладает достаточной точностью для предсказания поведения жидкости в баке после отделения КА в условиях реализации двух различных циклограмм заключительных операций на изделиях 1Л12КРБ и 2Л12КРБ.

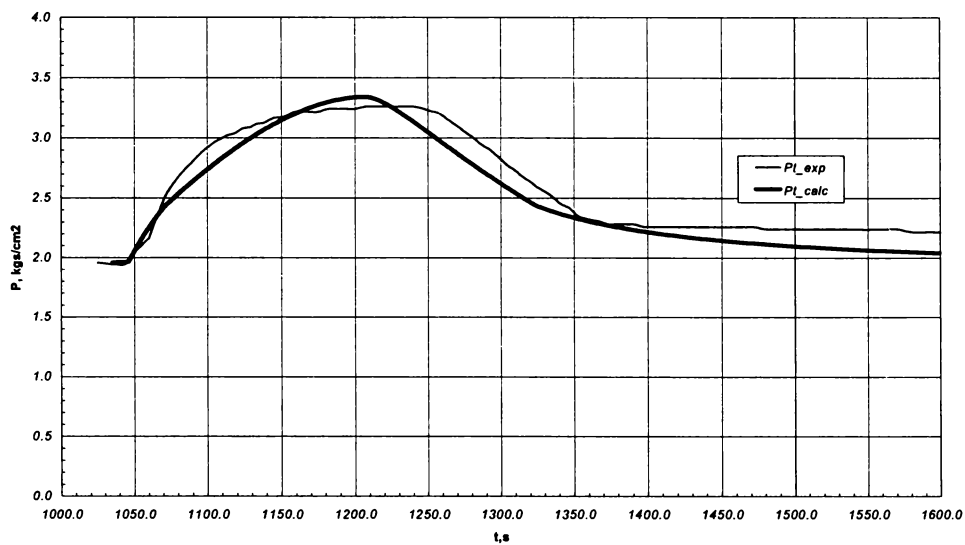


Рис. 4. Сопоставление результатов расчета давления в баке водорода после отделения КА и испытания изделия 2Л12КРБ

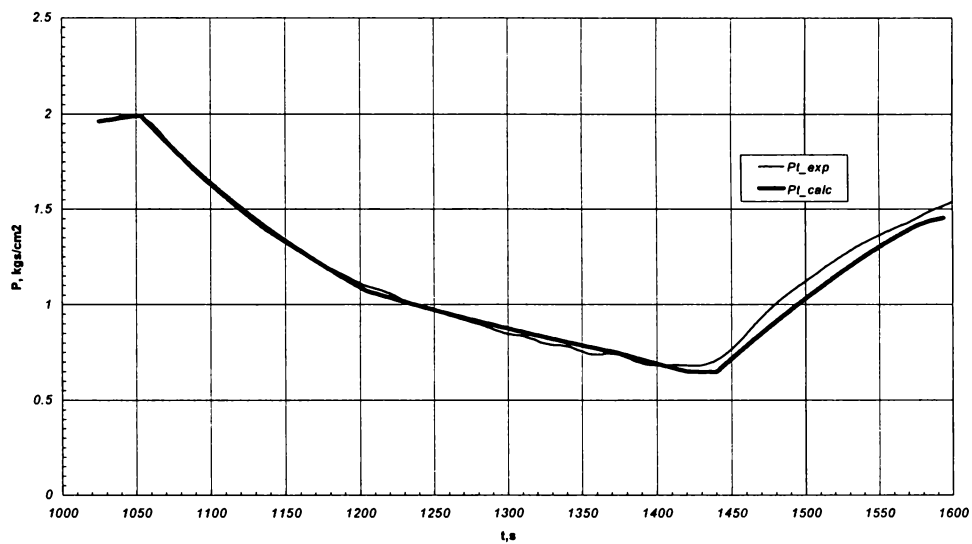


Рис. 5. Сопоставление результатов расчета давления в баке водорода после отделения КА и испытания изделия 1Л12КРБ

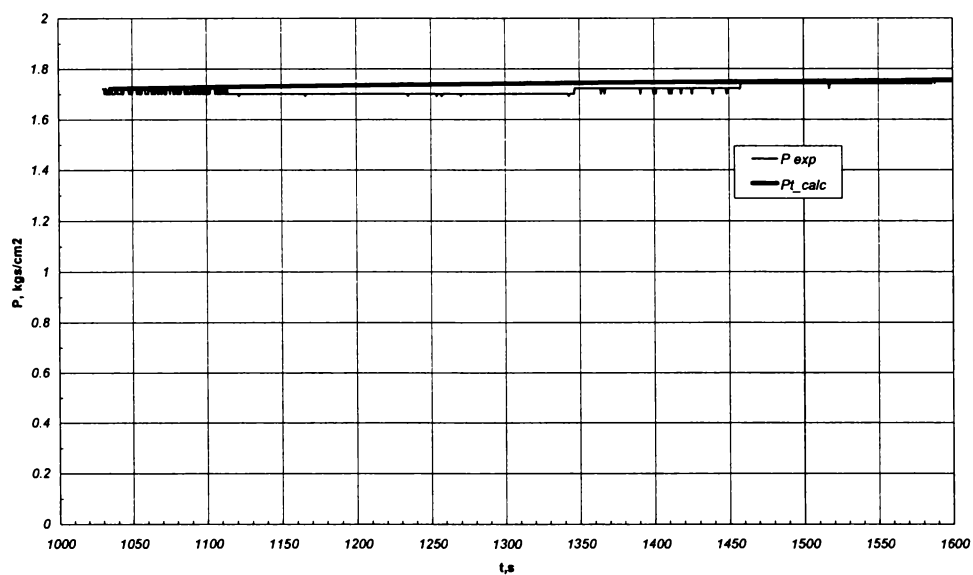


Рис. 6. Сопоставление результатов расчета давления в баке кислорода после отделения КА и испытания изделия 2Л12КРБ

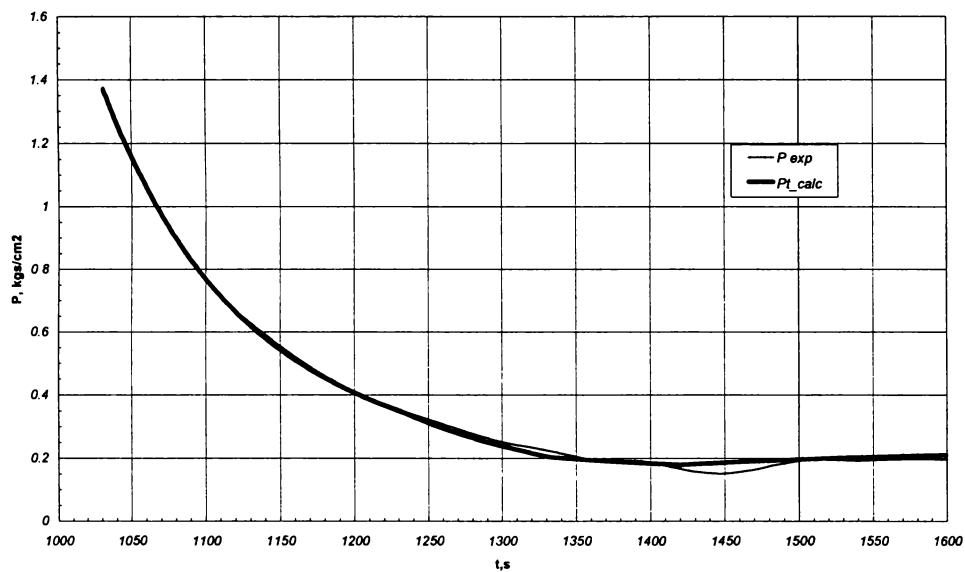


Рис. 7. Сопоставление результатов расчета давления в баке кислорода после отделения КА и испытания изделия 1Л12КРБ

## Сопоставление результатов моделирования движения и измерения в полете

На рис. 8 приведено сравнение величин продольных и поперечных ускорений, которые были получены по результатам моделирования и из телеметрической информации. Из сравнения видно, что модель достаточно адекватно описывает динамику движения разгонного блока на исследуемом участке.

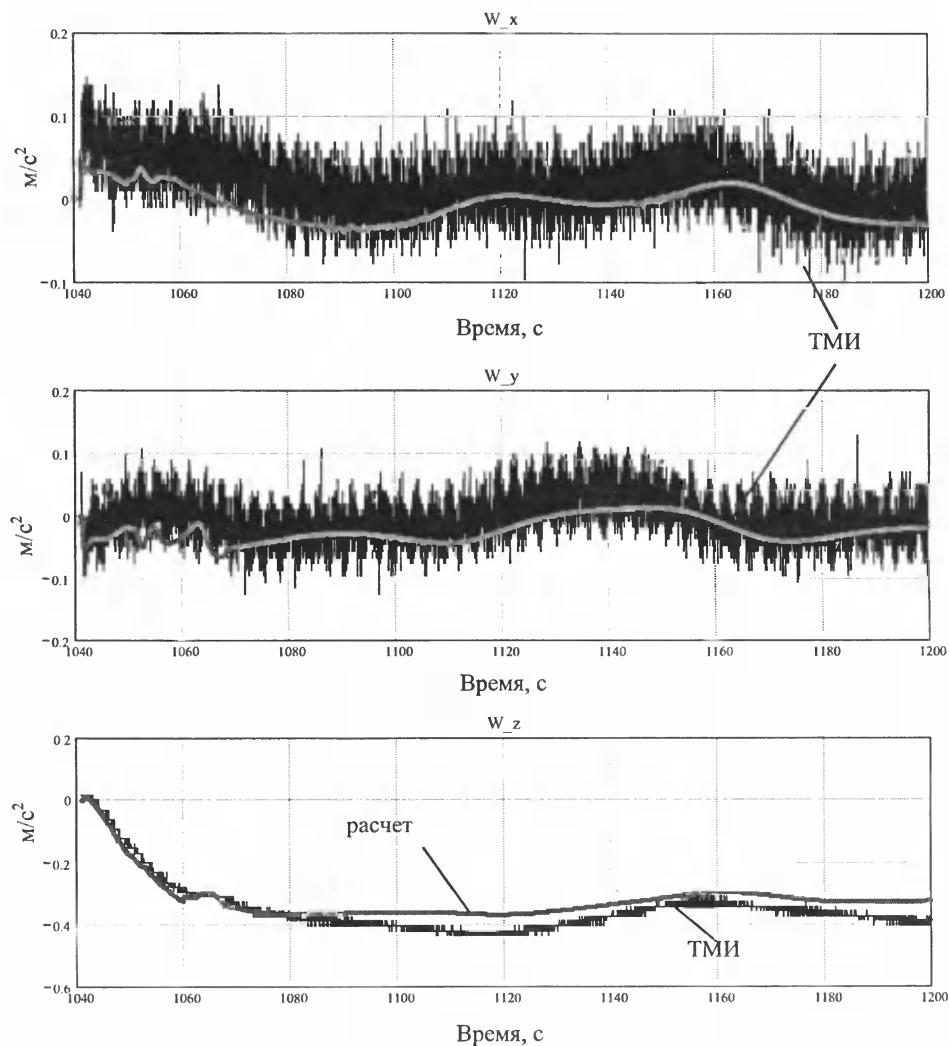


Рис. 8. Сравнение изменения расчетных и телеметрических ускорений

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Созданное программное обеспечение с использованием современных интегрированных сред Borland C++5.0 и Builder 5.0 под управлением 32 разрядных операционных систем Windows обеспечивает время расчета после отделения КА от 30 секунд до 1 минуты. Программа обладает развитым графическим интерфейсом пользователя, который позволяет просто вводить или изменять входные параметры расчета.

Результаты расчетов показывают, что для снижения уровня давления в баке водорода после отделения КА необходимо обеспечить выполнение двух условий: уменьшить остатки водорода и снизить угловую скорость вращения блока по тангажу. При выборе циклограммы дренирования газов и жидкостей после отделения КА, обеспечивающей снижению угловой скорости вращения блока по тангажу можно предотвратить повышение давления в баке выше допустимого значения.

Увеличение времени задержки на подачу команды на сброс газа из сопла является действенным инструментом влияния на величину максимального давления в баке водорода при прочих равных условиях [7]. При увеличении времени задержки сброса газа через сопло на величину более 120 секунд уровень давления в баке при остатке водорода 78 кг и максимального значения ускорения массовых сил  $0,2 \text{ м/с}^2$  не превысит допустимого значения. Величина остатков жидкого водорода в баке в значительной степени определяет максимальное давление в баке, т.е. является более эффективным инструментом снижения давления в баке.

Для формирования циклограммы заключительных операций используется следующая методика:

1. Делается прогноз остатков на момент отделения КА от блока компонентов топлива, паров и газов в баках, а также газов в баллонах.
2. Принимается решение, о последовательности выбросов исходя из поставленной задачи и с учетом ограничений и рекомендаций.
3. Моделируется динамика движения блока для выбранной последовательности выбросов с целью контроля безопасного маневрирования по отношению к КА, контроля давления в баке горючего, анализа выполнения поставленной задачи.
4. Корректируется выбранная циклограмма в случае не выполнения поставленных задач.
5. Проводится оптимизация выбранной циклограммы (если цели и задачи п. 3 выполняются) по времени исполнения или другим критериям.

Созданная совместная математическая модель позволяет с достаточной точностью проводить расчеты внутрибаковых процессов, протекающих в баках кислорода и водорода разгонного блока на заключительном участке полета с учетом взаимного влияния динамики движения и процессов испарения компонентов топлива. Проведенные расчеты являются основой для прогноза изменения давления в баках разгонного блока и формирования циклограммы заключительного участка полета.

Таким образом, созданные математические модели расчета внутрибаковых процессов, протекающих в баках кислорода и водорода разгонного блока на участке полета после отделения КА, можно использовать для расчета процессов испарения жидкого компонента топлива в баках разгонного блока на заключительном участке полета.

### **СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ**

1. Смит, Мэджерос. Исследование механизма теплообмена в баке с водородом при невесомости. Institute of Environmental Sciences 13<sup>th</sup> Annular Technical Meeting Proceedings, April 10–12, 1967, vol.2, pp. 513...524.
2. Дрейцер Г.А., Фирсов В.П., Антюхов И.В. Особенности теплообмена в дисперсном режиме пленочного кипения жидкого азота в трубах. Труды IV Минского международного форума по тепломассообмену. Т.5, «Тепломассообмен в двухфазных системах», Минск: АНК «ИТМО им. Лыкова» НАНБ, 2000 г., с.141–151.
3. Васильев Н.И., Гугучкин В.В., Нигматулин Б.И. Взаимодействие капель жидкости с нагретой поверхностью. ТВТ, т.31, № 5, 1993 г, с. 801...807.
4. Baumeister K.J., Hendrics R.C., Hamill T.D. A generation correlation of vaporization times of drops in film boiling on a flat plate. In: Proc. Third Intern. Heat Transfer Conf., Chicago, A.J. Ch. Eng., 1966, Aug. Vol. 4, p. 66...75.
5. Отчет №2111-1Л12КРБ-171/02 ТО «Теоретическое исследование термодинамических процессов в баке горючего изделия 12КРБ на участке автономного полета и расчет динамики взаимного движения блока 1 Л 12КРБ и КА с учетом возмущений от выбросов водорода, азота и гелия», 2002 г., Фирсов В.П., Гордеев В.А., Владимиров А.В., Притыкин А.Ю., Мозжорина М.Ю.
6. Отчет №2111-1Л12КРБ-102/03 ТО «Оценка эффективности мероприятий по сбросу остатков топлива и газов для обеспечения безопасного отделения полезной нагрузки при пуске блока 1Л12КРБ», 2003 г., Владимиров А.В., Притыкин А.Ю., Фирсов В.П., Гордеев В.А., Елисеев В.В.
7. Методика формирования циклограммы заключительных операций после отделения КА, 2004 г., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Елисеев В.В., Притыкин А.Ю., Фирсов В.П., Мозжорина М.Ю.
8. Бек Дж. и др. Некорректные обратные задачи теплопроводности. М: Мир, 1989 г., 310 с.

### **Захолаживание кислородно-водородного двигателя и расходных магистралей разгонного блока 12КРБ**

*Фирсов В.П., Гордеев В.А., Антюхов И.В., Воробьев Н.Н., к.т.н. Морозов В.И.*

Перед запуском кислородно-водородного двигателя (КВД1) разгонного блока 12КРБ проводится захолаживание его расходных магистралей и насосов ТНА, а также расходных магистралей блока до температур, обеспечивающих надежный запуск ДУ. Стендовая наземная отработка разгонных блоков и маршевых двигателей не позволяет полностью имитировать условия полета. Отличия, прежде всего, связаны с различными уровнями тепловых потоков к компонентам топлива в баках и элементам конструкции двигателя и топливных трубопроводов. При стендовой отработке с целью безопасности происходит обдув газообразным азотом двигательного отсека, что приводит к существенному прогреву



по сравнению с условиями полета, магистралей и элементов двигателя. Невозможно обеспечить полетные уровни перегрузки, устранить различие температур компонентов топлива перед запуском и пусковых давлений в баках, компенсировать отсутствием вакуума на выходе из камеры сгорания двигателя, получить полетные значения давлений на выходе дренажных устройств и т.п. Поэтому длительность предпусковых операций захлаживания при стендовой отработке может превышать полетные значения в 5...10 раз. Только математическое моделирование с использованием верифицированных программных комплексов позволяет продуктивно и целенаправленно вести стендовую отработку, а также с достаточной степенью достоверности назначать длительность операций захлаживания в полете. Опыт использования программного комплекса, созданного в МАИ при испытаниях стендового изделия 2И12КРБ и при подготовке полетных заданий для блоков 1, 2, 3 12КРБ, подтвердил эффективность такой процедуры принятия решений.

**Захлаживание** двигателя и расходных магистралей блока начинается уже при подготовке РН к пуску на стартовой позиции (этап предстартового захлаживания). Для этого наземные системы обеспечивают подачу в блок 12КРБ газообразного гелия с температурой 50...75 К и массовым расходом 7...14 г/с.

Через 30...36 минут температура конструкции двигательных трактов и расходных магистралей снижается до уровня 70...100 К. С этой температурой конструкции начинается этап полета.

Через 90...100 с полета РН начинаются операции **предпускового захлаживания** магистралей, насосов КВД1 и расходных магистралей блока. Для проведения этих операций жидкий водород и кислород подаются через вспомогательные (байпасные) магистрали на вход в основные расходные магистрали и агрегаты двигателя после бустерных насосов. Байпасные магистрали с клапанами и жиклерами располагаются в водородных и кислородных баках и погружены в жидкость. На выходе из дренажных магистралей разгонного блока имеются изолирующие устройства, открывающиеся к этому моменту для сброса парового или парожидкостного потока в космическое пространство через специальные сопла. Массовый расход водорода не превышает 6...15 г/с, а кислорода 20...50 г/с. Длительность предпускового захлаживания может достигать 120...250 с.

Технологии захлаживания магистралей окислителя и горючего отличаются. В магистраль горючего на первом этапе дополнительно к потоку жидкости из байпасной магистрали подается в течение 50...80 с водород из паровой подушки бака горючего (операция парожидкостного захлаживания). Газообразный водород поступает из бака с массовым расходом от 8 до 20 г/с при температуре от 50 до 25К. Образующийся при этом парожидкостный поток с массовым паросодержанием от 0.8 до 0.3 обеспечивает захлаживание конструкции до температуры по длине тракта 40...60 К. Затем подача газообразного водорода из подушки бака прекращается и продолжается захлаживание только жидким водородом через байпасную магистраль (этап жидкостного захлаживания). Захлаживание магистралей кислорода в полете начинается сразу с жидкостного захлаживания.

На последнем этапе предпускового захлаживания (за 10÷17 с до раскрутки БТНАГ) открываются расходные клапаны двигателя. Начинается заполнение

магистралей водородом и кислородом (операция «заливка») и при этом обеспечивается дозахлаживание всех элементов трактов расходных магистралей, насосов ТНА и агрегатов двигателя за ними.

Дозахлаживание магистралей и их заполнение на этом этапе происходит со снижением объемного паросодержания в компонентах топлива. Эта операция обеспечивает на входе в основные насосы ТНА перед запуском двигателя температуры компонентов топлива близкие к их значениям в соответствующих баках блока и практически полное отсутствие газовых включений на входе.

Магистралы двигателя и расходные магистралы разгонного блока состоят из соединенных между собой прямых гладких труб, клапанов, насосов, фильтров, колен и т.п. Элементы магистралы произвольно ориентированы относительно вектора массовых сил, действующих на блок. Характерной особенностью магистралей является наличие тепломеханических элементов (клапанов, насосов и т.п.), которые имеют большую (по сравнению с трубами той же длины) сосредоточенную массу, а длина элемента соизмерима с диаметром канала, развитую омываемую поверхность и местные сопротивления в проточной части.

При захлаживании после подачи жидкости или парожидкостного потока в магистраль происходит интенсивное испарение жидкости в условиях пленочного кипения. Пленочное кипение водорода в магистрале реализуется при температуре ее конструктивных элементов выше 25...50 К. Поэтому до 90% времени (при исходной температуре магистралы 100 К) захлаживание на водороде происходит при пленочном режиме кипения, а 10% – переходном или пузырьковом кипении и конвективном охлаждении однофазной средой. Пленочное кипение кислорода в магистрале реализуется при температуре ее конструктивных элементов выше 110...130 К. Поэтому не более 10% времени (при исходной температуре магистралы, не превышающей 130 К) захлаживание кислородом происходит при пленочном режиме кипения, а 90% – переходном или пузырьковом кипении и конвективном охлаждении однофазной средой.

В зависимости от температуры конструктивных элементов магистралы возникают различные условия взаимодействия потока со стенкой магистралы: ниже температуры кризиса пленочного кипения ( $T_{cr2}$ ) – переходное кипение; ниже температуры кризиса пузырькового кипения ( $T_{cr1}$ ) – пузырьковое кипение; ниже начала закипания ( $T_{ib}$ ) реализуется вынужденная конвекция жидкости. По длине магистралы в процессе захлаживания из-за различия в массах элементов и теплоотдачи возможно сочетание всех условий теплового взаимодействия потока со стенкой.

Образующийся парожидкостный поток за счет испарения на стенке канала и «самоиспарения» (кипение за счет падения давления) после открытия клапана подачи жидкости перемещается к выходу из магистралы с постоянным ускорением. Самоиспарение жидкости возникает, если температура жидкости из-за падения давления по длине магистралы может оказаться выше температуры насыщения. Расход потока на захлаживание с течением времени увеличивается, однако, его нарастанию препятствуют ускорение потока, гидравлические потери, а также инерционные силы, возникающие за счет присоединенной массы жидкости.

При проведении операции «заливки» давление в магистралях меняется незначительно (менее 10...20% от абсолютной величины начального значения) до момента прохождения парожидкостным фронтом первого определяющего местного сопротивления (обычно диффузора насоса, клапана или сопла – изолирующего устройства). С этого момента может начаться интенсивный рост давления в магистрали и произойти резкое повышение давления (гидроудар при малых величинах объемного паросодержания). Если в этот момент давление в магистрали превысит давление подачи, то возможен обратный выброс парожидкостного потока из магистрали (так называемый «гейзерный» эффект) с последующим заполнением. Поскольку стадии «заливки» расходных магистралей блока предшествовал процесс захлаживания, температура элементов конструкций незначительно превышает температуру жидкостей в баках и обратного выброса не происходит.

В местных сопротивлениях (клапан подачи, диффузор насоса, клапаны, диафрагмы, сопла) возможна реализация критического и докритического режимов течения потока (относительно скорости звука в двухфазном потоке).

По мере охлаждения магистрали увеличивается расход (снижаются гидравлические потери в «горячей» части магистрали), уменьшается амплитуда пульсаций давления и расхода.

Тепловое состояние магистрали и ее гидравлические характеристики взаимосвязаны. Только в ограниченных случаях расход можно считать независимым от процесса захлаживания (организация критического истечения через форсунки, клапаны и т.п. на входе в магистраль). В зависимости от параметров процесса захлаживания (расхода –  $G$ , давления подачи –  $P$ , температуры жидкости –  $T_l$ , температуры стенок магистрали –  $T_w$ , ее геометрии) в магистрали возникают различные режимы течения парожидкостного потока. На рис. 1 представлены характерные режимы течения и теплообмена при захлаживании и «заливке» магистралей блока.



Рис. 1. Режимы течения парожидкостного потока в элементе магистрали при захлаживании

При пленочном кипении можно выделить [1...3] стержневые, переходные, дисперсно-кольцевые, дисперсные структуры потока. Они могут существовать как на всей длине магистрали, так и в отдельных ее элементах. При захлаживании с небольшой массовой скоростью потока (менее  $50 \text{ г/см}^2\text{с}$ ) наиболее характерны дисперсно-кольцевые и дисперсные структуры парожидкостного потока, а также течение пара.

Обычно в процессе захлаживания магистрали давление на входе и выходе меняется незначительно, и нестационарность процесса определяется тепловой нестационарностью граничных условий на стенке канала, что, как следствие, приводит к изменению массового расхода в канале за счет изменения скорости генерации пара и прогрева жидкости.

Создание методики расчета процессов захлаживания затруднено из-за сложной физической природы и взаимовлияния тепловых и гидравлических процессов. Интенсивная генерация пара во время взаимодействия потока с «горячей» стенкой канала при падении давления в магистрали приводит к возникновению меняющейся по длине и времени сложной парожидкостной структуры потока.

Кроме этого возможна реализация однофазного потока жидкости или газа при вынужденной конвекции. Предстартовое захлаживание газообразным гелием является частным случаем общего процесса захлаживания при массовом паросодержании потока равном 1.

Для расчета течения парожидкостного потока в расходных магистралях блока и магистралях двигателя в МАИ была разработана одномерная математическая модель с раздельным описанием фаз [4], в которой решается сопряженная задача «поток-стенка-поток» для всей магистрали от бака до выходного сопла. С этой целью к уравнениям сохранения энергии потока добавляются уравнения теплопроводности. В уравнении теплопроводности учитываются притоки тепла от окружающей среды и по термомостам.

Модель и программы расчета процессов захлаживания и заливки расходных магистралей блока, а также насосов и магистралей двигателя КВД1 учитывают следующие условия работы разгонного блока 12КРБ: изменение давления и температуры среды на входе и выходе из магистрали; изменение по времени полета суммарного теплопритока к элементам магистрали; действие переменных массовых сил (перегрузок) в процессе полета; произвольную ориентацию элементов магистрали относительно вектора массовых сил. Модель учитывает следующие особенности процесса захлаживания: термическую ( $T_{\text{пар}}, T_{\text{жид}} \neq T_{\text{нас}}$ ) и динамическую ( $u_{\text{пар}} \neq u_{\text{жид}}$ ) неравновесности процессов в парожидкостных потоках, изменение теплогидравлических параметров процесса по времени и длине магистрали; переменность теплофизических свойств пара и жидкости от температуры и давления и материалов элементов конструкции от температуры.

В дальнейшем на базе указанных уравнений была создана математическая модель захлаживания [5], а также математические модели и программы расчета [6], [7] процессов в баках блока 12КРБ.



Параметры элемента магистрали обозначаются индексом  $k$ . Каждый элемент магистрали в процессе расчета дополнительно разбивается по длине с шагом, обеспечивающим требуемую точность решения уравнения теплопроводности с учетом продольных перетоков тепла (индекс  $i$ ) и уравнений неразрывности потока и сохранения энергии.

В общем случае рассматриваются теплопритоки к внешней поверхности магистрали за счет лучистого теплообмена ( $Q_{em\ i}$ ), конвективного ( $Q_{w\ out\ i}$ ), а также по термостатам (НВ) с эффективной проводимостью тепла  $\sigma_{eff}$ . При определении теплопритоков от окружающей среды за счет конвекции и излучения используются значения температуры окружающей среды  $T_{amb\ k}$  и локальное значение температуры элемента конструкции на его внешней поверхности  $T_{w\ out\ i}$ . Теплоприток по термостатам осуществляется от элементов конструкции с температурой, равной температуре окружающей среды  $T_{amb\ k}$ .

Расчетная схема каждого характерного элемента конструкции для решения уравнения теплопроводности представляется в следующем виде.

Выделенные элементы магистрали имеют длину  $l_k$ , гидравлический диаметр  $D_k$ , суммарный объем элементов конструкции  $V_{w\ k}$  и эффективную удельную теплоемкость  $(pc)_{w\ k}$ . Если элемент магистрали состоит из  $m$  узлов или деталей, изготовленных из разнородного материала, то вычисляется осредненная эффективная теплоемкость.

Кроме того, на  $k$  элементе магистрали определяются омываемая потоком теплоотдающая поверхность элемента  $S_{w\ k}$ , поверхность, участвующая в конвективном теплообмене с окружающей средой  $S_{out\ k}$  и поверхность, участвующая в лучистом теплообмене  $S_{em\ k}$ . Толщина стенки элемента приведена к выбранному гидравлическому диаметру элемента.

Алгоритм расчета основан на различии характерных времен заполнения потоком канала и времени охлаждения стенки. С каждым шагом по времени интегрируется система квазистационарных дифференциальных уравнений, которые описывают параметры парожидкостного потока по длине канала, когда температурные поля магистрали мало изменяются. Значения параметров известны к этому моменту времени из предыдущего временного слоя.

Шаг интегрирования по длине магистрали  $h_z$  определяется исходя из скорости изменения параметров потока по длине (при сохранении постоянной погрешности). Каждый элемент магистрали разбивается с постоянным шагом  $h_z$  по длине. Шаг интегрирования по времени  $h_t$  определяется из условия сохранения постоянной погрешности решения одномерного уравнения теплопроводности.

После завершения расчетов параметров потока по всей длине магистрали для следующего шага по времени  $h_t$  вычисляется новое распределение температуры по длине топливной магистрали.

Погрешность обобщения опытных данных в базовой модели не превышает  $\pm 25\%$  по теплоотдаче и  $\pm 15\%$  по гидравлическим сопротивлениям.

На базе разработанного алгоритма расчета охлаждения магистрали создана программа CDCML0.

Выбранный алгоритм позволяет интегрировать сложные системы уравнений с высокой точностью и малыми временными затратами.

По результатам стендовых и летных испытаний ДУ блока 12КРБ [8...11] в 1999...2004 гг. были уточнены коэффициенты замыкающих зависимостей по теплоотдаче и трению в теплоемких элементах (насосах, клапанах и т.п.); теплопритоки к элементам магистрали в летных условиях эксплуатации (определены эффективные коэффициенты теплопроводности и теплоотдачи на внешней поверхности элементов).

Настройка базовой модели по результатам испытаний изделия на стенде и в полете позволяет оценивать результаты расчетов времени захлаживания и заливки расходных магистралей с погрешностью  $\pm 10\%$ .

На рис. 4...5 представлены характерные результаты прогноза изменения параметров захлаживания водородных магистралей и других элементов тракта водорода блока 12КРБ, а также дано сопоставление результатов полета с прогнозом.

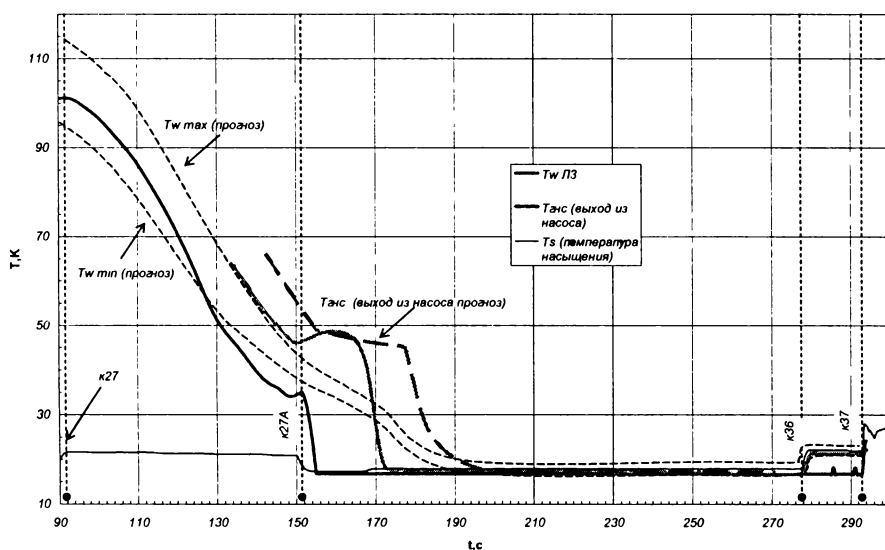


Рис. 4. Сопоставление результатов расчета захлаживания водородной магистрали по результатам прогноза и в полете блока ЛЗ (показаны верхние и нижние границы температуры стенки магистрали и температура среды на выходе из насоса  $T_{гнс}$ )

После завершения предстартового захлаживания гелием и до 90 секунды полета (команда 27) наблюдается увеличение температуры всех участков магистрали за счет внешних теплопритоков. С 90 по  $\sim 146$  секунду (команда 27А) происходит захлаживание водородной магистрали парожидкостным потоком. Температура стенки магистрали на входе в основной насос снижается до 40К. Верхняя и нижняя температурные кривые определяют погрешность проведенного расчета. С 145 секунды до 276,6 секунды происходит захлаживание жидкостью, поступающей через байпасную магистраль с массовым расходом 6...10 г/с. Через 40 секунд после начала этого этапа захлаживания температура магистрали до входа в основной насос близка к температуре насыщения потока, которая меньше температуры жидкости в баке. По команде 36 «Заливка» (на 276,6 с) от-

крывается расходный клапан горючего и происходит заполнение магистрали в течение ~ 15,5 секунд. При этом происходит прогрев стенок магистрали до температуры жидкости в баке.

Начиная с 170 секунды на выходе из насоса температура среды становится равной температуре насыщения. С этого момента на выходе реализуется дисперсный поток с минимальной термической неравновесностью. Элементы магистрали за насосом продолжают захлаживаться.

В процессе заливки магистрали происходит дозахлаживание ее элементов в стержневом режиме пленочного кипения. К 280 секунде на входе и в полости основного насоса горючего находится жидкость с минимальными паровыми включениями (менее 3 процентов).

На рисунке 5 представлена сравнительная оценка захлаживания таких элементов магистрали, как насос, расходомер, клапан и изолирующий элемент (без привязки по времени полета). Видно, что максимальное время захлаживания приходится на насос, в то время как изолирующий элемент и клапан, установленные за насосом захлаживаются раньше, чем насос.

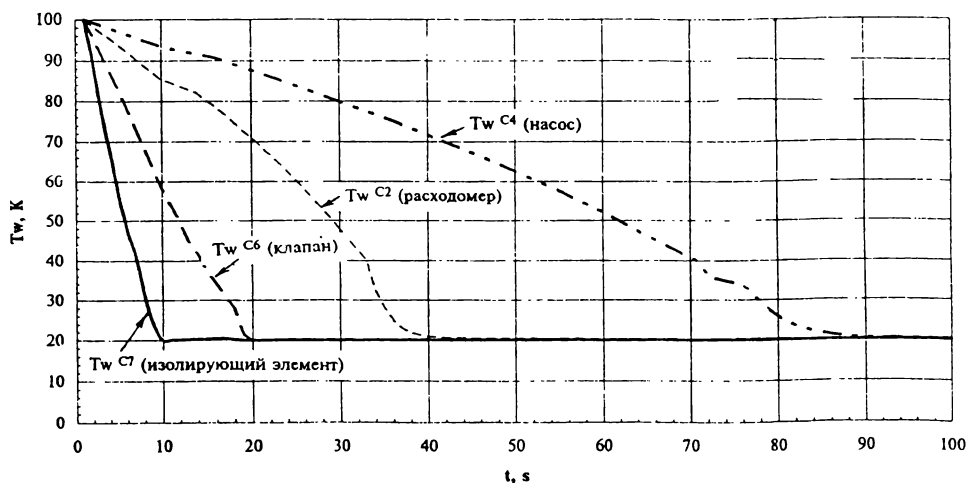


Рис. 5. Результаты расчета захлаживания различных элементов водородной магистрали в полете через байпасную магистраль

Результаты расчета кислородной магистрали после старта представлены на рис. 6. С 90 по 276,6 секунду (команда 36) происходит захлаживание жидкостью, поступающей через байпасную магистраль с массовым расходом 35...45 г/с. К 140 секунде полета температура магистрали близка к температуре насыщения кислорода. После подачи команды на выполнение операции заливки магистрали (открывается расходный клапан окислителя) происходит заполнение магистрали в течении 15 секунд. При этом происходит дозахлаживание стенок магистрали до температуры жидкости в баке. Начиная с 225 секунды на выходе из насоса температура среды становится равной температуре насыщения. С этого момента на выходе реализуется дисперсный поток с минимальной термической неравновесностью. Элементы магистрали за насосом продолжают захлаживаться.



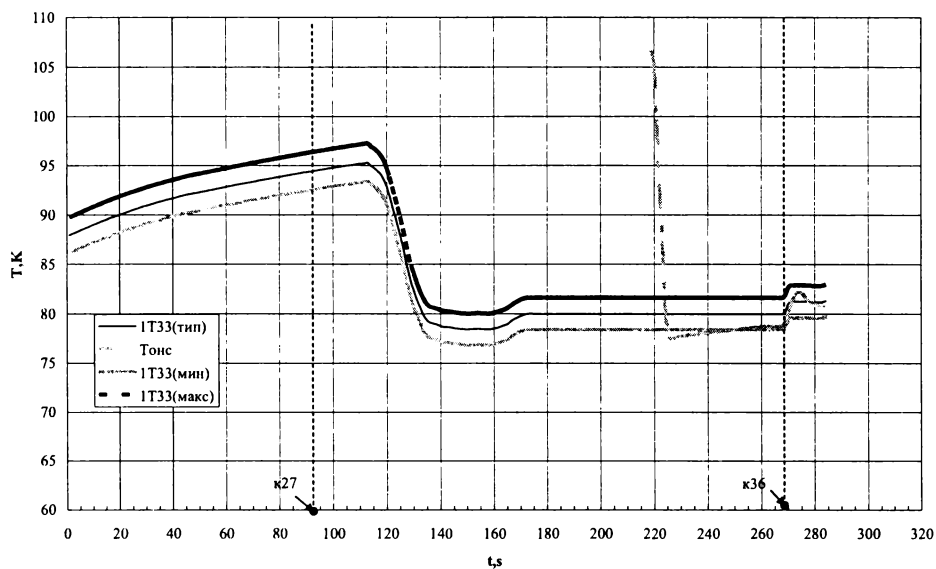


Рис. 6. Результаты расчета захлаживания кислородной магистрали в полете блока L1 (показаны верхние и нижние границы температуры стенки магистрали и температура среды на выходе из насоса  $T_{\text{ОНС}}$ )

На рис. 7 показано, как изменяется массовый расход кислорода после открытия расходного клапана кислорода. Видно, что в первые полсекунды происходит резкое увеличение расхода до момента достижения жидкостным фронтом сечения выходного диффузора сопла. Процесс заполнения является нестационарным по расходу и стабилизируется через 7...10 секунд, т.е. после дозахлаживания насоса и тепломких элементов за насосом.

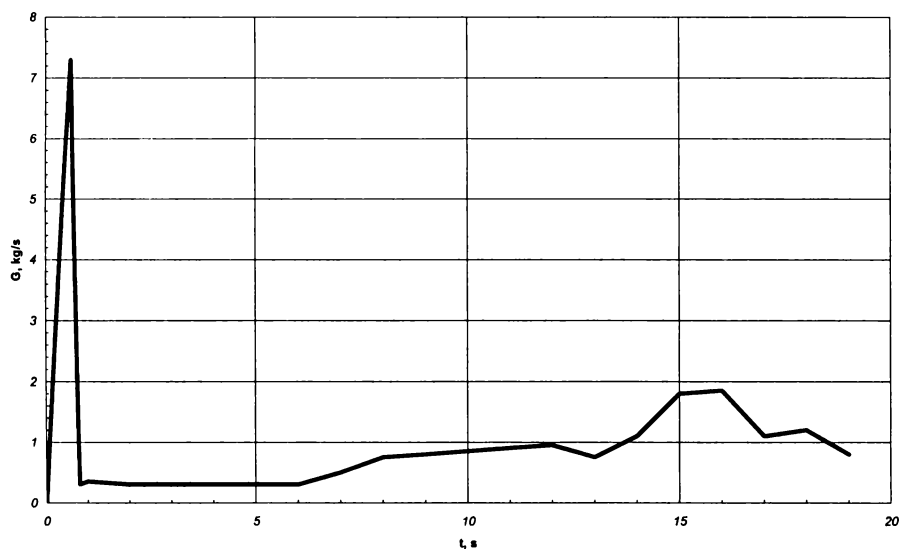


Рис. 7. Результаты расчета изменения массового расхода кислорода при «заливке» магистрали

В таблицах 1...2 сопоставлены результаты расчета и результаты измерения параметров этапа жидкостного захлаживания при пуске блока 1Л12КРБ. Видно, что фактические значения в полете удовлетворительно согласуются с прогнозом.

Таблица 1

| №п/п | Параметры                                                          | Фактические значения | Ожидаемые значения |
|------|--------------------------------------------------------------------|----------------------|--------------------|
| 1    | Продолжительность жидкостного захлаживания магистрали водорода, с  | 127                  | 120                |
| 2    | Температура стенки расходной магистрали перед насосом, К           | 18                   | 17..19             |
| 3    | Температура среды на выходе из основного насоса водорода (Тгнс), К | 17                   | 17..19             |
| 4    | Давление в расходной магистрали водорода, кгс/см <sup>2</sup>      | 0,38..0,46           | 0,36..0,5          |
| 5    | Затраты жидкого водорода на захлаживание, кг                       | 1,3                  | 1,2..1,4           |

Таблица 2

| №п/п | Параметры                                                                 | Фактические значения | Ожидаемые значения |
|------|---------------------------------------------------------------------------|----------------------|--------------------|
| 1    | Продолжительность жидкостного захлаживания магистрали кислорода, с        | 182                  | 180                |
| 2    | Температура стенки расходной магистрали кислорода перед насосом (1Т33), К | 79                   | 78,4..81,7         |
| 3    | Температура среды на выходе из основного насоса кислорода (Тонс), К       | 77,7                 | 78..82             |
| 4    | Давление в расходной магистрали кислорода, кгс/см <sup>2</sup>            | 0,5                  | 0,15...0,4         |
| 5    | Затраты жидкого кислорода на захлаживание, кг                             | 8,4                  | 6,5...7,2          |

Комплекс программ обеспечил стендовую отработку изделия 12КРБ и успешный запуск двигателей КВД1, пусков изделий L1, L2 и F1.

### СПИСОК ИСПОЛЪЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Калинин Э.К., Фирсов В.П. Структура потока при пленочном кипении в вертикальных трубах. ИФЖ, № 6, т. 53, Минск, 1987, с. 885–892.
2. Dreitzer G.A., Firsov V.P., Abashichev E.N., Panevin V.I. Heat Transfer and Flow at Cool-Down of Test Cryogenic Pipelines, Two-Phase Flow Modeling and Experimentation, ETS, Pisa, Italy, Edizioni, 1995, v. 2, pp. 1189–1196.
3. Фирсов В.П., Антюхов И.В. Аномальное поведение теплоотдачи при пленочном кипении жидкого азота в трубах при больших недогревах и массовых скоростях потока. Труды РНКТ-2, Т4, М.: Изд. МЭИ, 1998, с. 232–236.
4. Фирсов В.П., Куриленко А.А., Краев М.Г. Расчет захлаживания криогенных магистралей. В кн.: Исследование теплообмена в летательных аппаратах. Тр. МАИ, М.: МАИ, 1982 г., с. 61–661.
5. Математическая модель процессов захлаживания и заливки расходных магистралей ДУ изделия 12КРБ. 1998 г., 2002 г. Фирсов В.П., Дрейцер Г.А., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Воробьев Н.Н., Морозов В.И.

6. Математическая модель и ПМО для расчета параметров в баке окислителя блока 12КРБ. 2002 г. Хорошилов К.В., Иванов Г.П., Гордеев В.А.

7. Математическая модель и ПМО для расчета параметров в баке горючего блока 1Л12КРБ. 2002 г. Фирсов В.П., Гордеев В.А., Иванов Г.П.

8. Научно-технический отчет №2111-12КРБ-98/03 ТО «Исследование принципиальных возможностей летной отработки второго включения двигателя КВД1 в составе блока 12КРБ». 2003 г. Орлов Н.Н., Постоюк Е.И., Владимиров А.В., Никитин О.Д., Гордеев В.А., Елисеев В.В.

9. Технический отчет №2111-2Л12КРБ-197/02 ТО «Работа двигательных установок кислородно-водородного двигателя и системы ориентации и стабилизации» 2002 г. Владимиров А.В., Постоюк Е.И., Фирсов В.П., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Елисеев В.В. и др.

10. Технический отчет №ЭО-106А.ЛИАИ.652.2002 «Результаты III этапа испытаний изделия 1И12КРБ (огневого испытания №3/382) на стенде ВЗ НИИХИММАШ», т. 2. 2002 г. Ответственный исполнитель от КБ «Салют» Абрахимов Ю.В.

11. Итоговый отчет №525-1Л12КРБ-2003 «О подготовке и пуске блока 1Л12КРБ в составе ракеты-носителя GSLV-D2». 2003 г. Постоюк Е.И., Фирсов В.П., Главацкий Л.А., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Елисеев В.В. и др.

### **Методическая разработка оптимального плана проведения наземных и летных испытаний двигательных установок**

*Гордеев В.А.*

Отработка ДУ требует больших затрат времени и средств.

В данной статье на основании коллективного опыта отработки ряда изделий, прежде всего криогенного разгонного блока 12КРБ, предлагаются пути сокращения объемов и усовершенствования технологий наземных и летных испытаний ДУ. Предложения могут быть использованы при разработке новой редакции нормативной документации.

Традиционно в КБ «Салют» применяются следующие виды лабораторно-стендовой отработки ПГСР: автономная отработка агрегатов на лабораторно-стендовой базе КБ и на компонентах топлива в НИИХИММАШ; отработка процессов и систем на моделях и установках в КБ и в отдельных случаях на стендовых изделиях в НИИХИММАШ; совместные испытания ПГСР и двигателя при «холодных» проливках и при огневых стендовых испытаниях (ОСИ) в НИИХИММАШ; комплексные испытания ПГСР в составе заправочного макета на стартовой позиции; проверка агрегатов или их макетов на воздействие вибрации, электромагнитное излучение, проверка электрических характеристик в составе соответствующих стендовых изделий; участие отдельных агрегатов и магистралей в лабораторно-стендовой отработке двигателя (ЭПК и трубопроводов наддува, расходных магистралей при отработке запуска, демпфера при снятии АФЧХ и др.).

Подобные испытания ДУ проводят и другие организации, что соответствует положению РК-98 [1].

Однако, новейший опыт отработки разгонного блока 12КРБ по заказу ИСРО (Индия) дает основание критически отнестись к целям, задачам и традиционным технологиям отработки.

1. Прежде всего нужен дифференцированный нешаблонный подход к автономной отработке агрегатов. По аналогии с показателем технологичности конструкции все агрегаты можно охарактеризовать по критерию «отрабатываемости», зависящей от сложности конструкции агрегата, от знания процессов в ПГСП, от возможностей стендовой базы и испытательного оборудования создавать штатные или утяжеленные условия проведения испытания, от совершенства методик проведения и обработки результатов испытаний, от точности средств измерения. Количество образцов, объем отработки агрегатов, сроки ее начала и окончания должны назначаться исходя из их «отрабатываемости». В первую очередь должны отрабатываться агрегаты принципиально новой конструкции, агрегаты из числа «критических элементов» и в наибольшей степени влияющие на эффективность работы ПГСП.

2. Опыт отработки агрегатов ПГСП разгонного блока 12КРБ показал, что отработка на кислороде должна проводиться в исключительных случаях, а в основном может проводиться на жидком азоте. На водороде целесообразна отработка только датчиков расхода.

3. Отработать процессы сложнее, чем агрегаты или системы.

Особенно, когда одновременно идут несколько разных процессов: термодинамических, гидравлических, тепловых, массообменных и др., либо отклик на управляющее воздействие идет с большой задержкой [2]. В таких случаях главной целью испытания становится не определение каких-то частных параметров, а отработка и сертификация математических моделей и алгоритмов управления ПГСП [12] во всем диапазоне изменений внутренних и внешних факторов. При этом уровень знаний на данном этапе не требует воспроизведения жестких условий и режимов: штатной циклограммы работы, «номинальных» расходов или соотношений расходов компонентов, предписанных ТЗ на двигатель, на СУРТ или программой РКС. Главное внимание необходимо уделять переходным динамическим процессам (запуск, выход на режим, смена режимов). Типичный пример – отработка системы наддува изд. «Ангара». В этой системе рис. 1 холодный гелий из баллонов, помещенных в бак кислорода через один, два или три ЭПК, поступает в теплообменники двигателя с различной частотой и амплитудой изменения расхода наддува, а затем по длинным трубам, которые можно рассматривать как теплообменник с атмосферой, поступает в бак.

Значительное время (около 150 с) двигатель РД-191 работает на 30% тяги. Абсолютная температура гелия на выходе из теплообменника в первые 10...15 с работы и на режиме 30% тяги в два раза ниже, чем на 100% режиме тяги. Кроме того, температура гелия существенно снижается при подключении очередного ЭПК. Таким образом практически все время полета система наддува работает на неуставившихся режимах. В данном случае целесообразно организовать испытания со скользящей частотой включения и выключения ЭПК рис. 2.

Схожая ситуация возникает при отработке захолаживания расходной магистрали и насоса кислорода, рис. 3 двигателя РД191.

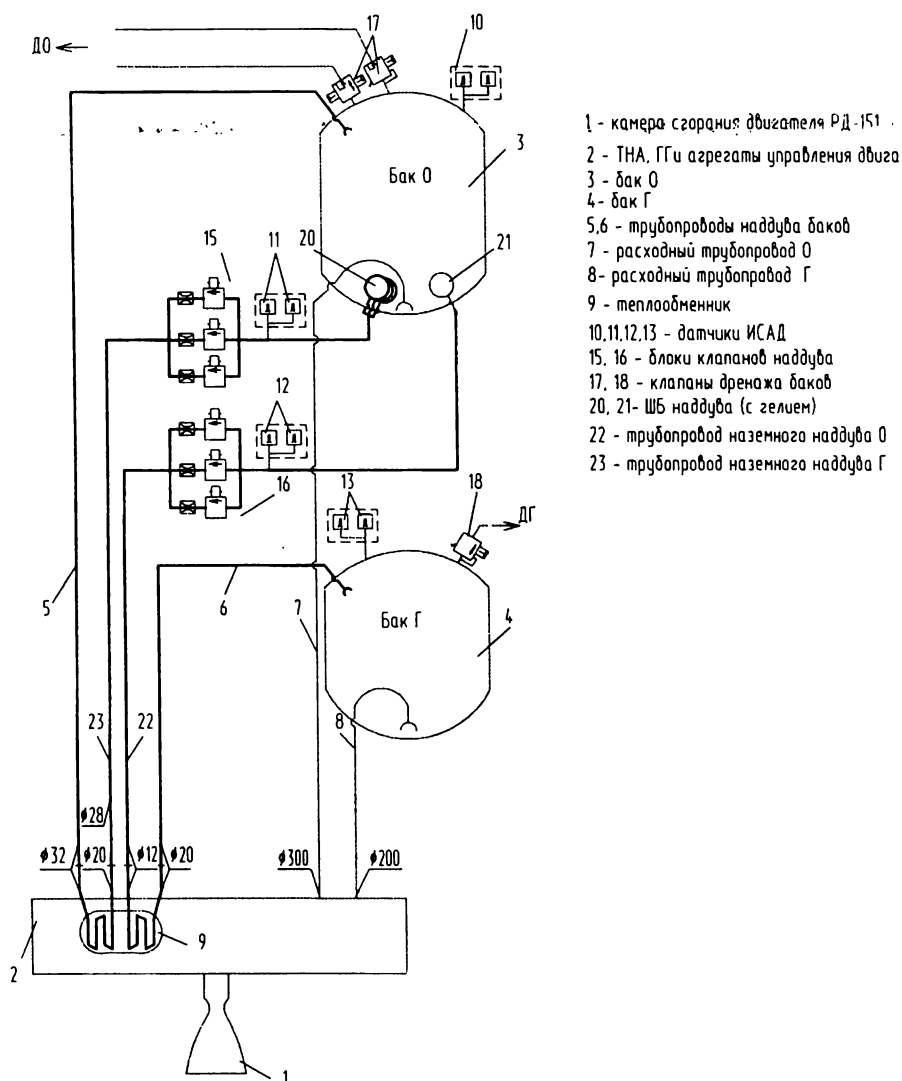


Рис. 1

### Циклограмма включений ЭПК

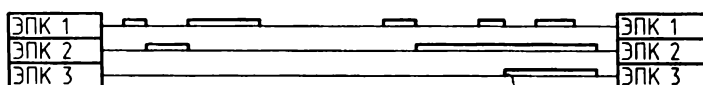


Рис. 2

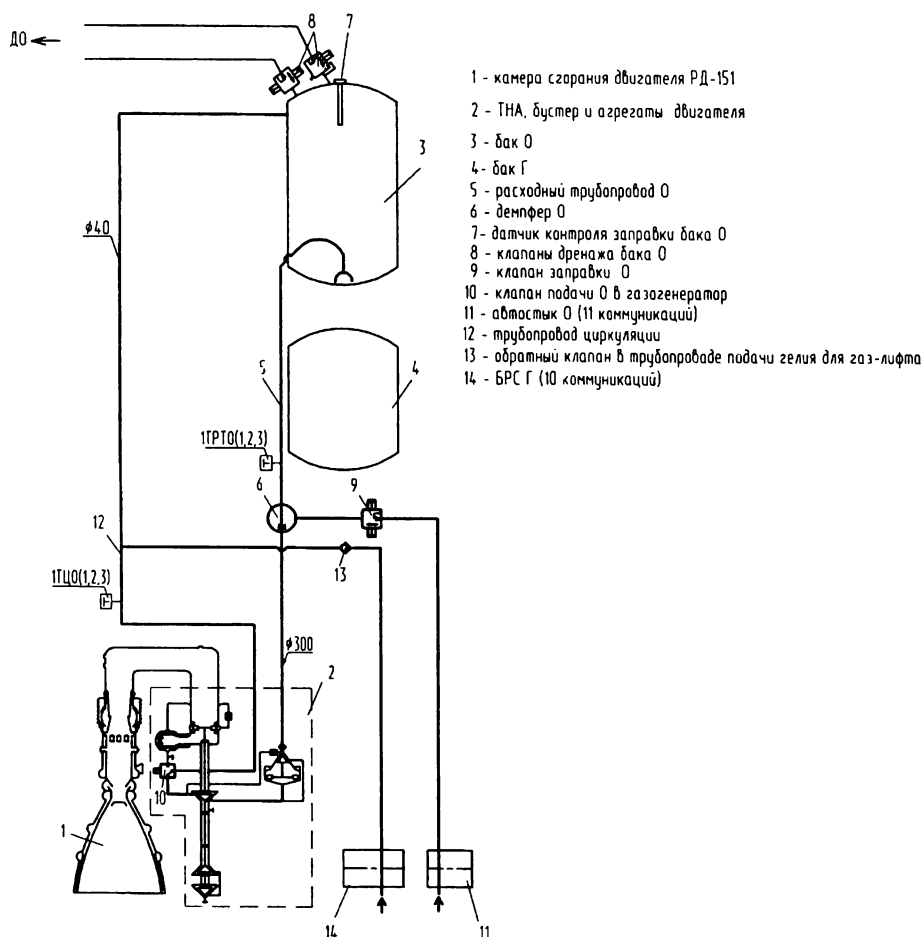


Рис. 3

На температуру конструкции насоса и кислорода в нем влияют: включение системы термостатирования отсека, включение газлифта (подача гелия в магистраль циркуляции), включение продувки гаргрота, в который помещена магистраль циркуляции и др. Поэтому на первом этапе стендовой отработки захлаживания двигателя РД191 предлагается поочередно, включая и выключая все системы на время переходного прогресса рис. 4, зафиксировать отклики температур насоса кислорода, по которым настроить математическую модель процесса захлаживания. На втором этапе отработки воспроизводится выбранная «штатная» технология захлаживания для ее верификации.

4. Предлагаемый подход не требует окончания всех стендовых испытаний ПГСР до начала летных испытаний, чем отличается от регламентируемой РК-98 схемы поэтапной отработки. Например, при отработке ПГСР KSLV, который предназначен для вывода первых ИСЗ Кореи на собственном носителе с характерными для этого этапа национальных космических программ большими

запасами энергетики, принята концепция поэтапного повышения технических характеристик ПГСП. Предложено этапировать стендовую отработку и к первому пуску KSLV экспериментально подтвердить надежность работы ДУ. При дальнейшей стендовой отработке по программе KSLV следует оптимизировать алгоритмы управления и режимы работы как отдельных систем ПГСП так и ДУ в целом.

**Циклограмма отработки захлаживания на первом этапе**

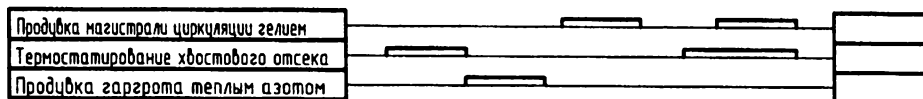


Рис. 4

5. Чтобы повысить достоверность результатов испытаний нужны жесткие регламенты их проведения и анализа. На каждое испытание с помощью математических моделей должны составляться «Прогноз параметров» и «Частное техническое задание» (ЧТЗ) с указанием решаемых задач и критериев оценки результатов.

В ходе отработки ДУ оценку параметров можно проводить по следующим группам: двигатель; ПГСП; РКС регулирование соотношения расходов компонентов топлива; регулирование тяги двигателя по программе РСК. Работа ДУ оценивается на соответствие прогнозируемым параметрам при условии, что стендовая система управления (ССУ) выполнила циклограмму и алгоритмы управления согласно ЧТЗ. При отклонениях в работе ССУ параметры ДУ подлежат приведению к условиям заложенным в прогноз.

Участки оценки параметров: заправка и предпусковые операции, момент подачи команды контакт подъема, участок выведения до вступления в работу двигателя второй и последующих ступеней, участок работы двигателя, заключительные операции с удалением остатков топлива и газов.

Анализ результатов испытания направлен на квалификацию испытания: «успешное», «частично успешное» или «аварийное» по факту выполнения целей и задач испытаний, а также на подтверждение прогноза параметров.

Например, огневое стендовое испытание (ОСИ) признается «успешным» при выполнении всех целей и задач испытаний или признается «аварийным», если останов двигателя проведен по отбойным параметрам автоматически системой САЗ или по команде оператора. В случаях, если не все цели и задачи выполнены, но выключение двигателя было штатным, испытание признается «частично успешным». В этих случаях определяется причина отклонений: причина не связана с работой блока (ошибка оператора, отказ СУ ИСРО, отказ стенда и др.) или дефект в работе систем блока. При выходе за допустимые пределы одного или нескольких параметров на каком-либо участке соответствующая система подвергается дополнительному анализу, а методика оценки этих параметров на последующих участках корректируется под новые начальные условия.

Кроме напрямую измеренных параметров на основании нескольких параметров и расчетов оцениваются комплексные параметры, например удельный импульс двигателя, эффективная работоспособность газа наддува, соотношение расходов компонентов.

6. Особое место в отработке занимают поисковые испытания. В отступление от РК-98 в последние годы на этапе эскизного проекта испытания не проводятся. Поэтому в ходе лабораторно-стендовой отработки и при первых пусках приходится сталкиваться с неизвестными явлениями или существенными отклонениями от расчетных параметров. Возникает необходимость в углубленных исследованиях. Несколько поучительных примеров из опыта создания разгонного блока 12КРБ [4] сведены в табл. 1.

Таблица 1

| Замечание                                                                                                                  | Гипотеза                                                                                                                                                                        | Исследования                                                                                                                                                                                                                            | Мероприятия                                                                                                                                                                           |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Преждевременное выключение маршевого двигателя КВД1                                                                        | Повышенный конструктивный остаток кислорода в баке, выделение в ВБУ гелия, растворенного в кислороде                                                                            | Теоретические исследования процессов в ЗУ и ВБУ с помощью мат. модели [5]. Экспериментальные исследования на изд.Д12КРБ [6]. Воспроизведение характерных колебаний давления в ВБУ                                                       | Уточнение величин остатков кислорода в баке и ВБУ, выдаваемых в полетное задание                                                                                                      |
| Изменение уровня тяги КВД1 и соотношения расходов кислорода и водорода, совпадающие с моментами дренирования бака водорода | Подогрев водорода на входе в основной насос дренируемыми парами водорода                                                                                                        | Анализ процессов подогрева водорода в тракте от бустерного до основного насосов при стендовых испытаниях и в полете, расчет процессов с помощью мат. модели [7]. Анализ алгоритмов регулирования соотношения расходов компонентов (РСК) | Запрет алгоритма дренажа при работе КВД1. Уточнение алгоритма РСК                                                                                                                     |
| Повышенный рост давления в баке Г после отделения блока 12КРБ от полезной нагрузки                                         | Перемещение остатков жидкого водорода в зону повышенных температур бака, удержание остатков в зоне верхнего днища бака за счет центробежных сил, интенсивное испарение водорода | Разработка мат. модели, реконструкция на ее основе процессов в баках и магистралях, поиск оптимальных моментов сбросов жидких и газобразных остатков из баков и баллонов                                                                | Разработка методики формирования циклограммы заключительных операций, создание мат. модели [8], расчет для каждого пуска оптимальной циклограммы выброса остатков из баков и баллонов |

Исходя из полученного опыта предлагается ввести в новую редакцию РК этап НИР (теоретических и экспериментальных исследований) по замечаниям в ходе лабораторно-стендовой отработки и пусков. Это облегчит финансирование и организацию указанных работ.



При стендовой отработке невозможно полностью воспроизвести штатные условия запуска и выхода на режим двигателей второй и последующих ступеней РН и особенно разгонных блоков. Из факторов, отличных от штатных, влияющих на процессы при подготовке и проведении запуска двигателя при стендовых испытаниях, основными являются наличие гравитации, относительно неглубокий вакуум, создаваемый эжекторами стендовых систем на выходе из дренажных магистралей двигателя (10 – 50 мм рт.ст.) и газодинамическими трубами из сопел камер сгорания (50 – 200 мм рт.ст. при работе и 50 мм после останова), различие в тепловых потоках к конструкции двигателя и расходным стендовым трубопроводам (даже на барокамерном стенде и при вакуумной теплоизоляции трубопроводов), невозможность воспроизведения штатных динамических воздействий, особенно влияющих на поведение компонентов топлива в районе заборных устройств в условиях невесомости и т.д. Есть и другие специфические факторы. Так на разгонном блоке 12КРБ существенным параметром для нормального запуска двигателя является температура конструкции сопла камеры маршевой, поскольку турбина ТНА раскручивается водородом, который нагревается за счет тепла, накопленного в материале сопла, проходя по каналам его «рубашки».

Перед первым включением двигателя разгонного блока температура сопла в значительной степени определяется исходной температурой в хвостовом отсеке на момент пуска ракеты-носителя. Первое включение проводится непосредственно за выключением двигателя ракеты-носителя.

Второе включение двигателя отличается от первого по ряду условий:

- существенным опорожнением баков О и Г с изменением параметров (давлений и температур) водорода и кислорода и рабочих газов наддува;
- длительной практической невесомостью в паузе после предшествующего выключения двигателя со знакопеременными боковыми перегрузками (при стабилизации и ориентации блока), с возможным перемещением компонентов топлива по объему баков;
- уровнем тепловых потоков и иным протеканием процессов теплопередачи в космических условиях (для обеспечения заданных температур конструкции двигателя и топливных магистралей).

Поэтому возникает необходимость организации специальных летных испытаний. На встрече в Тривандруме в июле 2003г. КБ «Салют» вышел с предложением к ИСРО организовать эксперимент со вторым запуском КВД1 после отделения полезной нагрузки от блока 12КРБ на одном из ближайших пусков. ИСРО подтвердило целесообразность такой работы.

Конкретными техническими задачами таких экспериментов являются следующие:

- оценка предпусковой температуры камеры сгорания и сопла и возможности их коррекции путем изменения ориентации блока на Солнце;
- оценка перемещения жидкости в баках и ее динамического воздействия по изменению центровки, влияющего на работу органов управления (ДУ СОС) в паузе;
- оценка длительности осаждения КТ и сепарации газов (для обеспечения сплошности и т.п.) с помощью ДУ СОС и выбросов при захлаживании;

- определение потребной продолжительности захолаживания расходных магистралей ПГСП и трактов двигателя (до заданного уровня температур), заливки и затрат компонентов топлива;
- оценка изменений внутрибаковых процессов (с частичным заполнением баков) в паузе и при динамических операциях (по изменению давлений, температур, общему тепловому балансу, работе дренажей и т.д.) и условий обеспечения выхода на заданные параметры, необходимые для запуска и выработки КТ;
- подтверждение достаточности имеющихся запасов по давлениям и температурам КТ на входах в насосы ТНА;
- подтверждение факта «захвата» насосами ТНА компонентов топлива при запуске;
- подтверждение работоспособности ВБУ и КСУ в баках О и Г;
- подтверждение работоспособности СУ ИСПО по управлению блоком и измерениям параметров в паузе и при втором включении КВД1;
- оценка теплового взаимодействия КТ и газов между собой и стенками баков в паузе и при динамических операциях;
- оценка достаточности имевшихся запасов компонентов топлива в баках перед повторным включением.

Циклограмма эксперимента показана на рис 5.

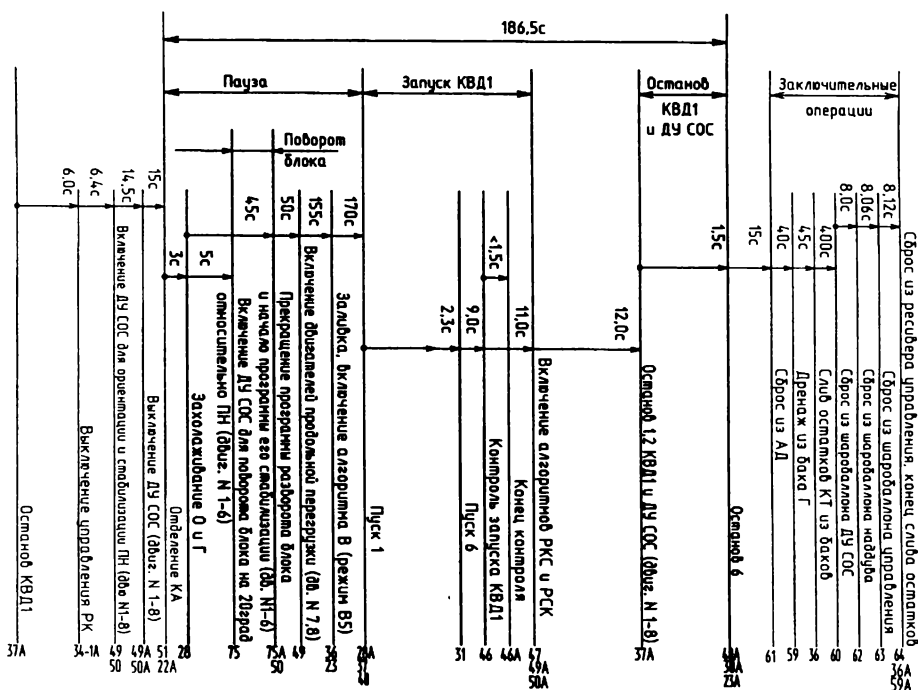


Рис. 5. Циклограмма эксперимента

При этом последовательно осуществляются:

- разворот блока на угол  $\sim 20^\circ$  в плоскости рыскания для ухода на орбиту, исключая догон или столкновение с ПН;
- осаждение компонентов топлива в зону заборных устройств и сепарация газов из жидкостей (возможно с дренированием баков);
- захлаживание РМ ДУ компонентами топлива и набор пусковых давлений в баках (наддув по «О» - подачей гелия из ШБ, по «Г» - испарением водорода за счет внешнего теплопритока);
- стабилизация блока в направлении выдачи импульса тяги;
- запуск, выход на режим 0,4 Рном, кратковременная работа на режиме номинальной тяги и останов двигателя КВД1;
- сброс остатков компонентов топлива и газов из баков и ШБ.

Указанные маневры, осаждение и удержание компонентов топлива в зонах ЗУ в период запуска должны осуществляться с помощью соответствующих двигателей малой тяги ДУ СОС. Управление полетом блока, реализация циклограммы подготовки, включения и работы ДУ, а также регистрация (и сброс) телеметрируемых параметров должна выполняться СУ ИСРО.

При обслуживании этого эксперимента с ИСРО в декабре 2003 года автор статьи предложил также распространить через интернет следующее сообщение:

«ИСРО приглашает государственные и коммерческие организации к сотрудничеству по проведению экспериментов в космическом пространстве.

После выведения полезных нагрузок по программе GSLV разгонные блоки 12КРБ могут быть использованы как космические лаборатории, оснащенные системами управления и измерения, емкостями с жидким кислородом и водородом, сжатыми гелием и азотом, а также другим оборудованием».

Имелось ввиду организовать на блоке 12КРБ эксперименты в интересах сторонних организаций или других изделий, например КВРБ.

В силу ограниченного времени на подготовку очередного пуска 12КРБ эксперимент с повторным включением КВД1 в космосе в 2004 году организован не был. Однако, с той же целью после отделения полезной нагрузки дополнительный запуск двигателя второй ступени Н-ІІА №7 осуществила в феврале этого года Япония, о чем появилось сообщение [11]: «Третье дополнительное включение было выполнено только после того, как спутник MTSAT-1R на 2402-й секунде полета отделился от ракеты. Двигатель ступени, отошедшей на безопасное расстояние, удалось запустить на 7200-й секунде полета».

Это подтверждает жизнеспособность предлагаемой методологии отработки в космосе отдельных технологий вкуче с выводением полезных нагрузок.

В последнее время актуальным стали вопросы унификации [10].

Так, РН семейства «Ангара» и І ступени ракеты KSLV для Кореи создаются на базе унифицированного модуля (УРМ). В статье [12] предлагаются унифицированные алгоритмы управления ПГСП. Однако, в обоих случаях требуется адаптация к конкретным условиям эксплуатации, полезным нагрузкам и программам их выведения.

Возникает вопрос о допустимости тех или иных отступлений от базового модуля или алгоритма управления.

Автор предлагает следующие критерии и пути решения этого вопроса: отличия в конструкции, циклограмме полета, режимах работы двигателя и ПГСП, числового материала в алгоритмах управления ПГСП, СУРТа и т.п. не нарушают принципа унификации и допустимы пока они могут быть корректно учтены в рамках единого комплекта математических моделей [9] и верифицированы в ходе единой программы отработки.

Отсюда следствия:

программы стендовой и летной отработки, базы данных в том числе результаты испытаний должны быть объединены для всех изделий, использующих унифицированный модуль, алгоритм и т. п.

В программы лабораторно-стендовой отработки должна включаться задача: определение степени влияния каждого из отличий на параметры и характеристики изделия. Если влияние незначительное, в соответствующие математические модели должны вводиться дополнительные уравнения влияния, которые должны быть верифицированы в ходе лабораторно-стендовой отработки, в отдельных случаях в ходе летных испытаний.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Положение РК 98-КТ о порядке создания, производства и эксплуатации (применения) космических комплексов, Москва, 1998 г.
2. Отчет №2111-1Л12КРБ-102/03 ТО «Оценка эффективности мероприятий по сбросу остатков топлива и газов для обеспечения безопасного отделения полезной нагрузки при пуске блока 1Л12КРБ», 2003 г. Владимиров А.В., Притыкин А.Ю., Фирсов В.П., Гордеев В.А., Елисеев В.В.
3. Алгоритм управления ПГСП центрального блока РН и «Ангара А5». В.П. Иванов, В.А. Жуков, В.К. Завадский, Е.И. Постоюк, О.Д. Никитин, В.А. Гордеев, Москва, 2004 г.
4. Технический отчет №2111-2Л12КРБ-197/02 ТО Редакция 2 «Работа двигательных установок кислородно-водородного двигателя и системы ориентации и стабилизации», 2002 г., Владимиров А.В., Постоюк Е.И., Фирсов В.П., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Елисеев В.В. и др.
5. Математическая модель выделения и накопления свободного гелия в тракте питания КВД1 изделия 2Л12КРБ, 2001 г. Венгерский Э.В., Васин А.С., Усов Г.Л.
6. Технический отчет №831-Д12КРБ-02072ТО «Результаты 4-го этапа испытаний изделия Д12КРБ по исследованию гидродинамических процессов в ВБУ при заправке бака «О» и сливе жидкости через расходную магистраль», 2004 г., Львов Б.Л., Кудинов С.В., Белкин С.А., Кириллов С.М., Рогожинский В.В.
7. Расчет прогрева водорода в расходной магистрали КВД1 изделия 12КРБ, 2002 г., Никитин О.Д., Гордеев В.А., Иванов Г.П., Фирсов В.П., Морозов В.И.
8. Методика формирования циклограммы заключительных операций после отделения КА, 2004 г. Гордеев В.А., Иванов Г.П., Елисеев В.В., Притыкин А.Ю., Фирсов В.П.
9. Комплект математических моделей ПГСП криогенного разгонного блока, 2006 г., Гордеев В. А., Фирсов В. П.
10. «Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы». А.И. Киселев, А.А. Медведев, В.А. Меньшиков, Москва, «Машиностроение-Полет», 2001 г.
11. Н-ПА снова летает. И. Афанасьев, «Новости космонавтики», № 4, 2005 г.

12. Системы наддува баков перспективных ракет и разгонных блоков (принципы построения, унифицированные алгоритмы управления), 2006 г., В.А. Гордеев, В.А. Жуков, В.К. Завадский, В.П. Иванов, М.Ю. Мозжорина.

## **Системы наддува баков перспективных ракет и разгонных блоков (принципы построения, унифицированные алгоритмы управления)**

*Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Мозжорина М.Ю.*

### **ВВЕДЕНИЕ**

Одним из направлений развития современной ракетно-космической техники в России является создание ракет-носителей семейства «Ангара» из модулей унифицированной конструкции (УРМ) [1]. Вместе с тем продолжительность активного полета модулей, режима работы двигателей, перегрузки и другие условия работы ПГСП существенно отличаются. Поэтому возникла задача по созданию алгоритма управления работой ПГСП нового типа – унифицированного алгоритма, охватывающего все возможные случаи эксплуатации. Теоретические основы этой задачи изложены в работе [2].

Основная задача ПГСП – поддержание требуемого уровня давления наддува – трансформируется на современном этапе в полноразмерную задачу управления, включающую оценку текущего состояния, прогнозирование изменения давления наддува и формирование требуемого уровня давления, переменного на различных этапах эксплуатации. Возникновение такого рода задач связано, в частности, с глубокими изменениями режима работы двигательной установки ракеты-носителя (РН). При управлении наддувом разгонных блоков может решаться задача снижения давления наддува до минимально допустимого значения к моменту выключения маршевого двигателя, в паузах между включениями маршевого двигателя необходимо прогнозировать изменение давления наддува баков и момент выхода давления за допустимые пределы, а затем по результатам прогноза производить включение ДУ СОС для осаждения топлива и последующее дренирование или наддув основных баков.

На пассивном участке полета отработанной ступени РН может возникнуть необходимость контроля и управления давлением наддува в баке для решения ряда задач, связанных с обеспечением безопасности.

Регулировать давление в баке необходимо не только в процессе полета РН, но и на этапах, например, авиационной транспортировки, заправки и подготовки к пуску.

Для решения изложенных выше задач разработана новая технология построения систем подачи топлива. Эта технология включает в себя реализацию алгоритма управления на БЦВМ и использование новых элементов в измерительном тракте системы – непрерывных функциональных датчиков давления (ФДД) для измерения давления газа в подушках и шаробаллонах с гелием, и в качестве исполнительных органов – дискретных регуляторов расхода газа наддува. Введенные новшества дают ряд преимуществ.

Через БЦВМ осуществляется дальнейшее единение бортового комплекса управления. Становится возможной более тщательная наземная отработка, что является знаменем времени и уже применяется для других бортовых систем до выхода на огневые испытания при помощи аналого-цифровых моделирующих комплексов (АЦК) имитационных стендов и иных наземных эквивалентов.

Применение аналоговых датчиков давления позволяет осуществить фильтрацию сигналов, повысить качество регулирования – снизить частоту и амплитуду колебаний давления наддува. Появляется возможность организовать бортовую полетную диагностику системы, облегчается оперативная перенастройка системы.

Повышается безопасность носителя за счет сужения коридора переходных процессов и минимизации числа включений электропневмоклапанов.

Осуществляется экономия рабочего тела за счет практического невключения дренажного клапана. Повышается гибкость системы в смысле упрощения смены программы давления наддува, например, при дросселировании ЖРД или при его многократном включении, как это имеет место на разгонных блоках при формировании космических траекторий.

Специальные требования к системе ПГСП определяются набором задач, которые поставлены перед системой и могут включать, например, следующие:

- поддержание давлений в газовых полостях (подушках) баков в заданных, изменяющихся по времени пределах,
- контроль давления в шаробаллонах (ШБ) с запасом газа на наддув и управление и при необходимости закольцовка систем шаробаллонов,
- минимизация или непревышение заданного числа срабатываний электропневмоклапанов (ЭПК) системы и дренажно-предохранительных клапанов (ДПК),
- ограничение по использованию информации с концевых выключателей ЭПК и ДПК,
- ограничение по допустимому снижению расхода газа через теплообменник,
- требования по функционированию системы в условиях единичных отказов в аппаратуре,
- требования по диагностике состояния системы и выдаче сигналов о состоянии в систему управления изделием,
- требования по согласованию функционирования системы с циклограммой запуска и останова маршевого двигателя и др.

Указанные свойства и характеристики реализованы при построении систем ПГСП блочной РН «Ангара-А5». Применение новой технологии при разработке систем ПГСП позволило в значительной степени обеспечить универсальность решения задач контроля и управления давлением наддува для различных блоков ракеты-носителя.

### **Структура системы. Объект управления.**

Для иллюстрации новой технологии построения ПГСП рассмотрим систему (см. рис. 1), решающую задачу управления наддувами топливных баков кисло-

род-керосиновой ступени ракеты-носителя (РН). Данная задача является центральной для всех типов систем, используемых на РН, и разгонных блоках (РБ). Наддув производится газом (гелием), запасенным в шаробаллонах (ШБ), помещенных в бак с жидким кислородом (окислителем) с целью увеличения массового запаса газа в ШБ заданного объема. Перед подачей гелия в баки он нагревается в теплообменниках (ТО) для экономии потребной массы запасенного газа.

Рассмотрим аппаратный состав измерительной и исполнительной частей такой системы.

Контроль давления наддува осуществляется измерительной системой абсолютных давлений (ИСАД), представляющей собой многоканальную систему измерения давления в газовых полостях баков окислителя, горючего и в шаробаллонах. Ее каналы должны производить измерение в емкостях с различными диапазонами изменения давления от 0÷6 ата до 0÷250 ата.

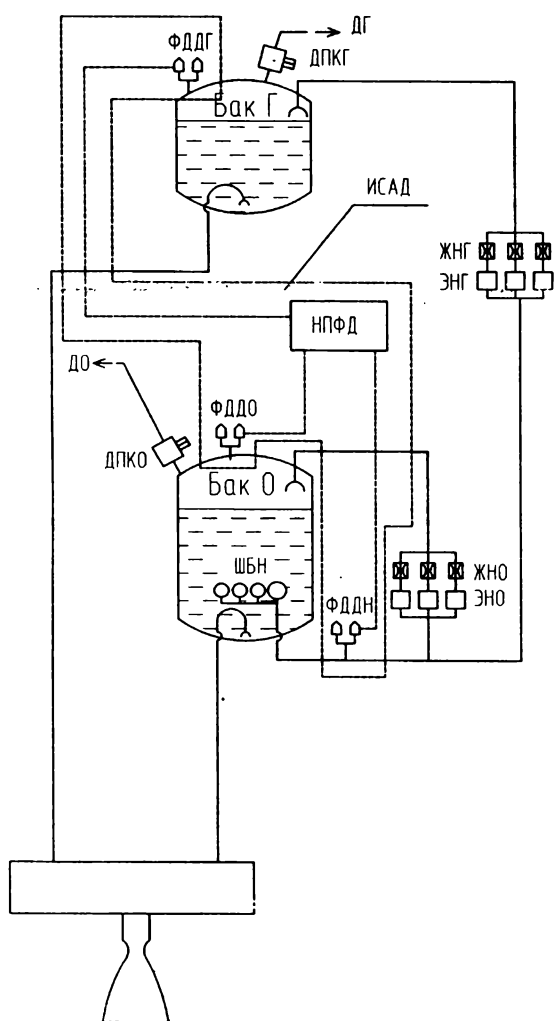


Рис. 1

Система ИСАД позволяет производить стыковку с различными устройствами управления, используемыми при наземной стендовой отработке агрегатов ракеты-носителя, подготовке к запуску и в штатных условиях полета.

Система ИСАД состоит из первичных преобразователей – датчиков давления и цифрового нормализующего преобразователя сигналов датчиков.

Давление воздействует на мембрану датчика, которая механически связана с тензомостом, что приводит к изменению сопротивления резисторов тензомоста. Затем сопротивление резисторов с помощью специализированной микросхемы преобразуется в ток 4...20 мА, пропорциональный входному сигналу. В цифровом нормализующем преобразователе сигнал с датчика давления переводится в соответствующий код. Информацию о давлении газа в каждой емкости система ИСАД формирует и передает в систему управления по трем резервированным каналам.

Управление давлением в подушках баков осуществляется за счет изменения величины расхода гелия, поступающего в газовые полости баков. Изменение расхода производится с помощью:

- включения-выключения электропневмоклапанов (ЭПК) в магистралях подачи газа в баки окислителя и горючего через жиклеры разного сечения,
- управления работой дренажно-предохранительных клапанов (ДПК), которые могут функционировать в автоматическом режиме под действием тарированной пружины (которая при заданном минимальном перепаде на клапане начинает открытие клапана, а при максимальном перепаде – полностью открывает клапан) и в управляемом режиме, когда его открытие и закрытие производится по внешней команде.

Управление ЭПК и ДПК осуществляется по командам алгоритма. Алгоритм управления реализуется на центральной БЦВМ изделия, которая взаимодействует с аппаратурой через согласующие и усилительно-преобразовательные устройства и блоки.

Объектом регулирования ПГСП является система подачи топлива в маршевый двигатель ступени РН.

Динамика объекта управления в части изменения давления наддува связана с протеканием процессов опорожнения баков, термодинамических процессов в подушке, изменением расхода гелия, а также изменением давления газа в шаробаллонах. Переходные процессы в объекте при постоянном расходе газа наддува протекают сравнительно быстро в начале работы системы при малом объеме подушки, а затем существенно замедляются и по своему характеру приближаются к апериодическим монотонным процессам.

Давление газа наддува в каждый момент времени определяется массой газа, заполнившего объем «подушки», образовавшейся в результате опорожнения бака, и средней температуры газа в подушке. Изменение расхода газа наддува воздействует как на массу, так и на температуру газа в подушке.

Управление наддувом баков осуществляется дискретно, в момент открытия нового жиклера расход газа наддува скачкообразно возрастает, начинается рост давления в подушке над уровнем жидкости в баке.



По мере опорожнения бака рост давления замедляется и сменяется спадом. Таким образом, процесс изменения давления наддува во времени из-за релейности системы имеет нестационарный, колебательный характер.

### **Выбор алгоритма фильтрации и закона управления наддувом**

При построении алгоритма управления системы ПГСП целесообразно вначале рассмотреть задачу фильтрации, а затем перейти к выбору закона управления.

Измерительная информация о давлении газов, наряду с полезной составляющей, содержит случайные ошибки, связанные с воздействием на датчики вибрационных колебаний широкого диапазона частот, со случайным разбросом технологических характеристик элементов измерительной и преобразующей аппаратуры, с отклонениями температуры и другими возмущающими факторами. Эффективным средством подавления случайных помех является фильтрация, основанная на осреднении избыточной измерительной информации. Источником избыточности информации являются троирование сигналов измерения давления в системе ИСАД (структурная избыточность) и наличие функциональной связи между измерениями, поступающими в систему в различные моменты времени (функциональная избыточность).

Задачу фильтрации случайных ошибок измерения целесообразно решать в два этапа. На первом этапе путем простого осреднения измерений, поступивших с каждого канала ФДД на алгоритмическом такте, и последующего осреднения по трем каналам датчика могут быть отфильтрованы (или значительно уменьшены) высокочастотные составляющие помех.

На втором этапе производится фильтрация составляющих случайных помех, периодичность изменения которых сопоставима с длительностью алгоритмического такта.

Принимая во внимание нестационарный характер процессов изменения давления наддува в баках, на втором уровне следовало бы применить принципы адаптивной фильтрации и использовать для прогнозирования модель объекта, пригодную для всех режимов работы системы. По соображениям простоты для построения фильтра второго уровня был принят другой подход.

Для прогнозирования измеренных значений используется упрощенная модель процесса изменения давления наддува, учитывающая первую производную давления по времени, которую можно считать неизменной на участках, соответствующих выделенным режимам работы системы.

При этом работа фильтра второго уровня должна перестраиваться в зависимости от текущего режима работы системы.

Изменение режима связано с реализацией команд управления на клапаны (ЭПК, ДПК и ПК) и характеризуется скачкообразным изменением производной давления наддува.

Фильтр второго уровня описывается уравнениями следующего вида:

$$\hat{P}_i = \hat{P}_{i/i-1} + A_{1i}(P_i - \hat{P}_{i/i-1}),$$

$$\begin{aligned}\hat{P}_{i/i-1} &= \hat{P}_{i-1} + d\hat{P}_i, \\ d\hat{P}_i &= d\hat{P}_{i-1} + A_{2i}(P_i - P_{i-1} - d\hat{P}_{i-1}),\end{aligned}\tag{1}$$

где  $i$  – дискретное время (номер алгоритмического такта),

$\hat{P}_i$  – текущая оценка давления наддува в баке,

$P_i$  – среднее значение измерений давления на  $i$ -ом алгоритмическом такте,

$d\hat{P}_i$  – текущая оценка производной давления наддува по времени,

$\hat{P}_{i/i-1}$  – прогнозируемое значение давления наддува,

$A_{1i}, A_{2i}$  – коэффициенты фильтра.

В уравнении фильтра (1) в отличие от фильтра Калмана помимо текущего  $i$ -го измерения присутствует также измерение, полученное на предшествующем  $(i-1)$ -ом такте. Разность этих измерений используется для оценки изменения давления между текущим и предшествующим алгоритмическими тактами. Эта разность введена в фильтр (1) взамен более строгой оценки  $d\hat{P}_i$ , формируемой на основе модели объекта управления в связи с тем, что модель объекта ПГСП чрезвычайно сложна.

Перестройка фильтра (1) может производиться путем изменения коэффициентов  $A_{1i}, A_{2i}$  по информации о подаче управляющих команд на исполнительные органы системы с учетом запаздывания в их реализации.

Перестройка фильтра позволяет повышать в оценках давления удельный вес текущей измерительной информации в моменты смены режимов работы системы и на тех участках, где прогноз, построенный по предыстории процесса изменения давления, дает большие погрешности.

Фильтры первого и второго уровня строятся для оценок давлений наддува раздельно в каждом баке и для каждого канала измерения всех ФДД. Поканальные оценки давления наддува и производных давления после второго этапа фильтрации осредняются для последующего использования при формировании управляющих воздействий.

В качестве иллюстрации работы двухуровневого алгоритма на рис. 2 приведены графики, характеризующие изменение давления газа наддува в баке горючего, регулируемого системой ПГСП. На верхнем графике изображены сигналы, поступающие с выхода троированного датчика давления, на среднем графике – сигналы на выходе фильтров первого уровня для каждого из каналов, а на нижнем графике – осредненный сигнал с трех выходов скользящих фильтров второго уровня. Приведенный пример подтверждает высокое качество оценивания полезного сигнала двухуровневым алгоритмом фильтрации.

Перейдем к выбору закона управления.

Управление давлением в подушке бака осуществляется за счет изменения расхода газа наддува.

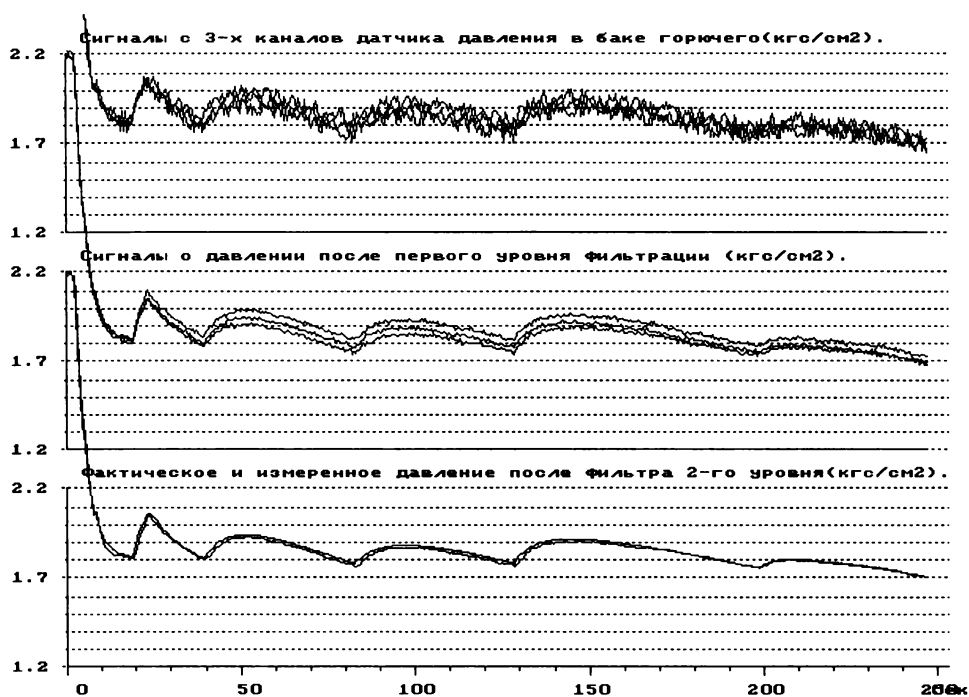


Рис. 2

Формально уравнение, характеризующее изменение расхода газа наддува в общем случае, можно записать в следующем виде:

$$\dot{M}(t) = \sum_{j=1}^J \dot{M}_j(t) U_j(t), \quad (2)$$

где  $\dot{M}(t)$  – текущий суммарный расход гелия на наддув бака,

$\dot{M}_j(t)$  – парциальный расход гелия через  $j$ -ый жиклер. Обозначим

$\bar{U}(t) = (U_1(t), U_2(t), \dots, U_j(t))$  – вектор команд, управляющих расходом газа через жиклеры ( $U_j(t)=1$  или  $0$ ).

Управляющая команда  $\bar{U}(t)$  реализуется путем изменения состояний ЭПК.

При наличии трех жиклеров разного диаметра и использовании для управления всех их сочетаний можно получить  $2^3 = 8$  различных проходных сечений магистрали наддува (включая состояние с нулевым проходным сечением). Каждому из сечений магистрали соответствует определенное сочетание управляющих сигналов на ЭПК наддува, принимающих значение «0» для закрытого и «1» для открытого ЭПК.

Значения вектора управляющих команд  $\bar{U}(t)$  и соответствующие им состояния исполнительного органа системы наддува упорядочены по возрастанию общего проходного сечения открытых при помощи ЭПК жиклеров. При этом для

увеличения расхода наддува в бак следует переходить к вектору управляющих команд (состоянию исполнительного органа) с большим номером  $n$ , а для уменьшения расхода – к состоянию с меньшим номером  $n$ .

Исходя из рассмотренной структуры исполнительного органа системы ПГСП, перейдем к выбору закона управления наддувом.

Основное требование, которому должен удовлетворять выбранный закон управления, заключается в том, чтобы давление наддува не выходило за заданные допустимые значения. Кроме того, должны быть приняты во внимание следующие соображения.

По мере опорожнения топливного бака газ из ШБ переходит в газовую подушку и давление запасенного в ШБ гелия снижается от сотен до десятков атмосфер. Связанное с этим существенное уменьшение расхода гелия в бак автоматически компенсируется системой ПГСП за счет подключения к магистрали наддува с помощью ЭПК и ПК дополнительных жиклеров. Температура поступающего в бак газа изменяется во времени. В начале работы системы, когда теплообменник еще не вышел на рабочий режим, в бак поступает холодный газ. После выхода на режим температура гелия на выходе теплообменника может заметно уменьшаться с увеличением расхода газа. Поэтому стратегия управления наддувом, направленная на экономию запасенного газа и максимизацию его конечной температуры при условии постоянства расхода топлива из бака ступени, должна строиться следующим образом.

На начальном участке работы теплообменника давление наддува поддерживается на минимально допустимом уровне. После выхода теплообменника на рабочий режим давление в подушке поднимается до максимально допустимого уровня. На оставшемся участке работы поддерживается постоянный минимальный расход, обеспечивающий минимально допустимое давление для конечного участка работы ступени. При этом требуемое значение давления газа изменяется от максимального для начального до минимального для конечного участка значений. Для ступеней ракет с переменной по времени программой расходования топлива с изменением режима работы двигателя изменяется эффективность работы теплообменника, и оптимальная стратегия управления давлением наддува приобретает более сложный вид.

С учетом изложенных соображений в алгоритме управления формируются переменные во времени верхняя и нижняя границы желаемого процесса изменения давления наддува, который должен обеспечиваться системой ПГСП.

Пусть  $P_{\max}(t)$ ,  $P_{\min}(t)$  – верхняя и нижняя границы желаемого значения давления наддува, изменяющиеся в функции времени или оценки  $G$  текущего запаса топлива. Тогда закон управления наддувом можно определить следующим выражением:

$$n_i = \begin{cases} n_{i-1} + 1, & \text{если } \hat{P}_i + \Delta \hat{P}_i \cdot \tau \leq P_{\min}(G), \\ n_{i-1} - 1, & \text{если } \hat{P}_i + \Delta \hat{P}_i \cdot \tau \geq P_{\max}(G). \end{cases} \quad (3)$$

Здесь  $n_i$  – условный номер дискретного состояния исполнительного устройства, определяющего общую площадь проходного сечения жиклеров в  $i$ -ом такте управления,  $n = 1, 2, \dots, N$ ;  $N$  – общее число дискретных состояний исполнительного устройства;  $\tau$  – запаздывание реализаций управляющих воздействий.

### **Алгоритмические меры повышения отказоустойчивости системы**

В плане повышения надежности систем в дополнение к методам аппаратной надежности в теории динамических систем развиваются способы построения алгоритмов управления, обладающих свойством парирования негативных последствий отказов для процесса регулирования и сохранения приемлемого качества управления в режимах с отказами. Такого рода алгоритмы были названы в [4] отказоустойчивыми.

Вследствие отказов в системе управления могут происходить случайные скачкообразные изменения параметров объекта, каналов измерения и исполнения, характеристик возмущающих факторов и помех.

В результате таких изменений система переходит в новые структурные состояния [5]. В структурных состояниях с отказами в силу, как правило, изменяющейся избыточности того или иного рода, например, информационной, в системе сохраняется способность выполнения поставленных перед ней основных требований, хотя и с пониженными характеристиками динамики, точности, эффективности и других показателей качества управления. Для реализации указанных возможностей алгоритм управления должен диагностировать переход системы в новое структурное состояние [6], а затем перестроиться и адаптироваться к новым условиям работы.

Структурные изменения в системе ПГСП из-за возникновения отказов в каналах измерения и в исполнительных органах обнаруживаются на основе анализа текущих измерений давления наддува.

Из соображений простоты вместо вероятностей структурных состояний системы можно формировать числовые рейтинги для каналов измерения давления наддува. Сигнал измерения в канале с пониженным рейтингом временно не используется при формировании оценки измеренного давления.

Диагностика работы ФДД в газовых полостях баков, используемая в алгоритме, построена по двухуровневой схеме. На первом входном уровне диагностируется отказ отдельных каналов ФДД, если осредненный на алгоритмическом такте сигнал с них превышает физически допустимые пределы, которые рассчитываются из предельных условий работоспособности изделия, максимальных расходов газа наддува и т. п. Следующий уровень – диагностика по величине отклонения измерения в каждом канале от прогнозируемого значения или путем мажоритарного сопоставления результатов измерений отдельных каналов ФДД.

Диагностика работы ЭПК и ДПК построена на пороговом принципе и основана на том, что при нормальной работе клапанов давление в баках не должно выходить за диагностические пределы, которые выбираются несколько более

широкими, чем пределы диапазона регулирования давления. При выходе давления за диагностический порог вырабатывается признак отказа соответствующего клапана.

Кратко остановимся на некоторых особенностях работы алгоритма управления наддувом баков в нештатных ситуациях (НШС), порождаемых отказами в измерительном и исполнительном трактах системы ПГСР.

В случае диагностики полного отказа датчиков давления в каком-либо из баков производится переход на программное подключение к магистрали наддува жиклеров, открываемых ЭПК или пироклапанами в заданной последовательности.

Для защиты системы от ошибочных команд управления или наоборот от отсутствия требуемых команд из-за недиагностированных отказов ФДД в алгоритме управления вводятся ограничения на минимальный и максимальный интервалы времени между последовательными подключениями жиклеров в каждом из баков. Подключение очередного жиклера не может производиться ранее окончания минимального и позднее окончания максимального интервалов времени, отсчитываемых относительно момента формирования предшествующей команды на подключение жиклера.

В случае диагностики несрабатывания ЭПК или ДПК на команду «открытие» или «закрытие» в системе предпринимается попытка устранения отказа зафиксированного типа.

Для этого невыполненная команда снимается и по определенной программе однократно или многократно подается вновь на отказавший клапан. Описанные действия предназначены для устранения отказов, связанных, например, в ДПК с «приморозанием» подвижных элементов клапанов, работающих в криогенной среде, попаданием посторонних частиц между тарелкой клапана и седлом и т.п.

Перечисленные здесь и ряд других алгоритмических мер существенно повышают устойчивость системы ПГСР к отказам и точность поддержания заданных давлений при разнообразных НШС.

Блок-схема алгоритма представлена на рис. 3 и 4.

Описанные выше технологии построения алгоритмов ПГСР реализованы при разработке ПГС для блочной РН «Ангара-А5». Применение новых технологий позволило в значительной степени обеспечить универсальность решения задач контроля и управления давлением наддува для различных блоков ракеты-носителя.

Необходимость реализации указанного свойства учитывалось при разработке всех основных частей системы ПГСР.

Структурная избыточность в измерительной части (шесть располагаемых каналов измерения ИСАД) дает возможность легко варьировать числом задач управления, решаемых системой ПГСР на различных блоках РН.

Система ИСАД позволяет назначать любые необходимые для различных блоков параметры регулирования давлений наддува, которые обеспечиваются назначенной шириной диапазона измерения отдельных каналов ИСАД.

Разработанные алгоритмы фильтрации сигналов с ИСАД обеспечивают эффективную оценку величины текущих давлений и их дискретных производных в

условиях различной частоты опроса ИСАД за один алгоритмический такт, различных уровней помех, изменяющихся внешних возмущающих факторов и режимов работы ДУ, присущих различным блокам РН.

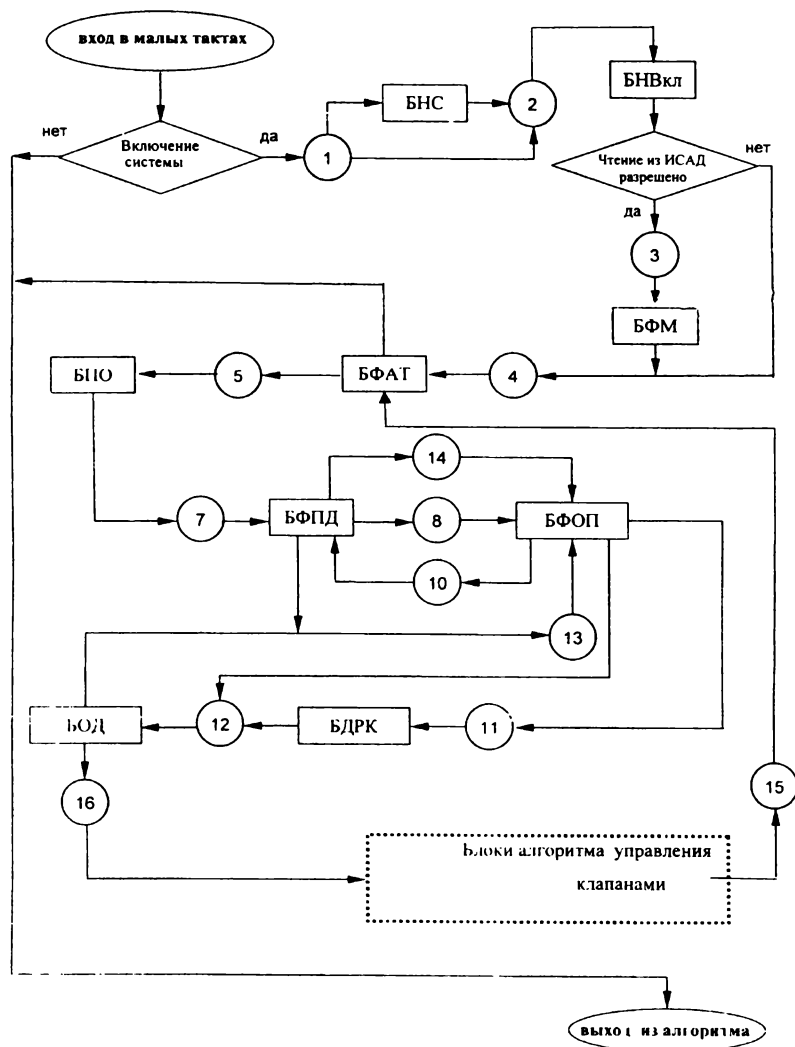


Рис. 3. Общая блок-схема алгоритма:

- БНС – блок начальных состояний (выполняется только при первом входе в алгоритм);  
 БНВкл – блок начальных включений ЭПК наддува баков;  
 БФМ – блок фильтрации в малом такте;  
 БФАГ – блок формирования алгоритмического такта работы системы ПГСР;  
 БПО – блок предварительной обработки сигналов с ФДД;  
 БФПД – блок фильтрации приращений давлений на алгоритмических тактах;  
 БФОП – блок фильтрации с использованием отклонений от прогноза;  
 БДРК – блок диагностики работы клапанов;  
 БОД – блок оценки давлений в дополнительных емкостях (ШБ наддува баков).

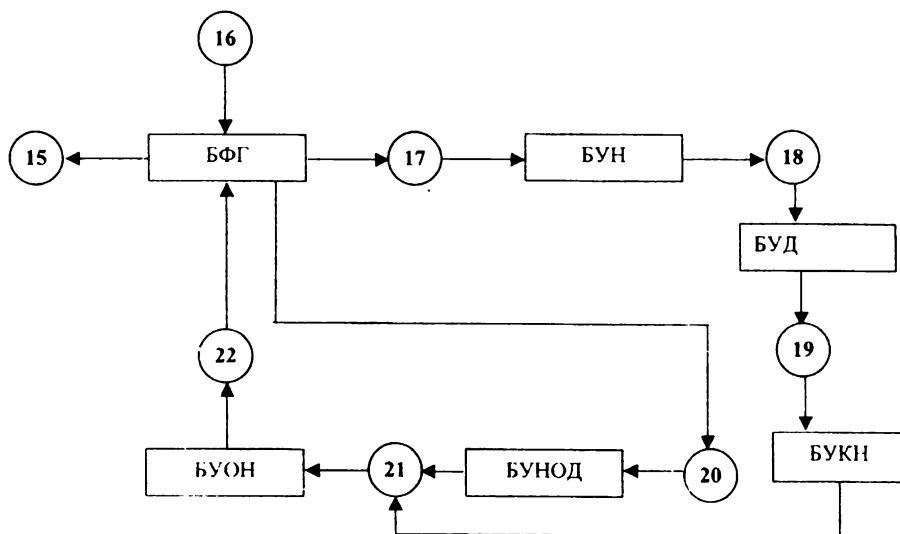


Рис. 4. Блоки управления клапанами:

*БФГ* — блок формирования верхней и нижней границ диапазона поддержания давления наддува в подушке бака;

*БУН* — блок управления ЭПК наддува бака в штатной ситуации;

*БУД* — блок управления клапаном дренажа бака в штатной ситуации;

*БУКН* — блок управления клапанами в нештатных ситуациях, связанных с отказом на открытие и закрытие;

*БУНОД* — блок управления ЭПК наддува бака в условиях отказа датчика давления в «подушке» бака;

*БУОН* — блок управления пироклапаном объединения баллонов системы наддува.

Заложенные в алгоритмы управления обобщенные законы формирования управляющих воздействий позволяют осуществлять регулирование в широком диапазоне изменения режимов работы ДУ.

Принятая для различных блоков РН единая структура исполнительных органов системы в виде трех параллельно включенных ветвей ЭПК с жиклерами разного сечения позволяет представить выходную команду алгоритма в унифицированном виде матрицы состояния исполнительного органа.

Универсальность алгоритмов диагностики работы измерительного тракта и исполнительных органов, а также алгоритмов управления в нештатных ситуациях обеспечивается за счет использования в них только информации о давлении в баках при исключении из системы концевых выключателей клапанов ЭПК и ДПК.

Рассмотренные новые принципы построения системы наддува баков и основанные на применении непрерывных функциональных датчиков давления и унифицированных, отказоустойчивых алгоритмов управления повышают гибкость системы в части смены программы наддува, что крайне важно для изменяющихся режимов ЖРД на РН многоцелевого назначения. Это позволяет по-



высить качество регулирования за счет фильтрации непрерывных входных сигналов и упрощает диагностику НШС. В совокупности с приданием алгоритмам свойства отказоустойчивости, сужением коридора переходных процессов и уменьшением частоты срабатываний электроклапанов, эти свойства благоприятно влияют на надежность ракеты-носителя.

Выдвинутые решения и современные методы компьютерного моделирования в процессе проектирования реализованы при создании РН «Ангара».

В данной статье обобщены результаты работы по этой теме коллектива сотрудников КБ «Салют» (Гордеев В.А., Мозжорина М.Ю., Иванов Г.П., Щербачев И.А., Гордеева Т.С., Гордеев С.В.) и ИПУ РАН (Иванов В.П., Жуков В.А., Завадский В.К., Кленовая Л.Г., Каблова Е.Б.) в 2003...2005гг.

Дальнейшее развитие изложенных принципов построения систем наддува и алгоритмов их работы связано с задачами управления наддувом и дренажом на участках пассивного полета отработавших ступеней, например, корейской космической ракеты носителя КСЛВ-1 или в режимах с пунктирными включениями двигателя, присущих разгонным блокам типа КВРБ.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. «Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. Машиностроение-Полет, 2001г.
2. Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Новые технологии реализации пневмогидравлических систем подачи топлива в ЖРД. :Журнал «Датчики и системы» № 9, 2002 г.
3. Челомей В.Н., Полухин Д.А., Миркин Н.Н., Орещенко В.М., Усов Г.Л. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. Машиностроение, 1978.
4. Петров Б. Н., Андриенко А. Я., Иванов В. П., Портнов-Соколов Ю. П. Проблемы гибкости и надежности управления в теории бортовых терминальных систем // Автоматика и телемеханика. 1981. № 2.
5. Казаков И. Е., Артемьев В. М. Оптимизация динамических систем случайной структуры. М.: Наука, 1980.
6. Isermann R. and Balle P. Trends in the application of model based fault detection and diagnosis of technical processes (Survey) // 13<sup>th</sup> World Congress of IFAC: Preprints. // San Francisco, USA, 1996. Vol. N. P. 1–12.

## Расчетно-экспериментальная разработка капиллярных заборных устройств

*Партола И.С.*

В результате анализа современного состояния проектирования, лабораторно-стендовой отработки и эксплуатации заборных устройств торовых топливных баков разгонных блоков и верхних ступеней ракет-носителей использование капиллярных заборных устройств (КЗУ) признано наиболее оптимальным с функциональной и технологической точек зрения. Предложен метод проектирования КЗУ торового топливного бака, основанный на расчетно-экспериментальном

определении их параметров. Предлагаемый метод применен при разработке КЗУ дополнительных торовых топливных баков (ДТБ) разгонного блока (РБ) «Бриз-М».

Проектирование включает этапы, приведенные в таблице 1.

Таблица 1

Этапы проектирования КЗУ

| №№<br>пп | Содержание этапа                                                                                              | Задачи этапа                                                                                                                                                                                                      |
|----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1        | Анализ условий функционирования заборных устройств торовых топливных баков                                    | Определение действующих перегрузок, углов и плоскостей отклонения вектора тяги от продольной оси РБ (РН). Оценка виброперегрузок. Вывод о необходимости применения КЗУ                                            |
| 2        | Выбор конструктивной схемы КЗУ                                                                                | Выбор геометрических характеристик КЗУ (длина, переменный диаметр, перекрытие поверхности, марка материала)                                                                                                       |
| 3        | Расчет параметров опорожнения торового топливного бака                                                        | Определение проектных значений невырабатываемых остатков жидкого топлива в баке и параметров газожидкостной смеси в конце опорожнения бака                                                                        |
| 4        | Подтверждение параметров опорожнения торового топливного бака с использованием геометрически подобных моделей | Модельные испытания во всем диапазоне рабочих значений условий функционирования КЗУ с конструкторским запасом. Определение эмпирических коэффициентов содержания газа в расходном трубопроводе и влияния вибрации |
| 5        | Уточненный расчет параметров опорожнения торового топливного бака                                             | Определение проектных значений невырабатываемых остатков жидкого топлива в баке и параметров газожидкостной смеси в конце опорожнения бака с учетом эмпирических коэффициентов содержания газа и влияния вибрации |
| 6        | Выбор оптимальной конструкции КЗУ по результатам модельных испытаний и уточненного расчета                    | Выбор конструкции, обеспечивающей минимальные невырабатываемые остатки и время опорожнения торового топливного бака                                                                                               |
| 7        | Разработка конструкторской документации на КЗУ                                                                | Реализация принятых конструктивно-схемных решений в конструкторской документации на КЗУ                                                                                                                           |
| 8        | Летные испытания                                                                                              | Анализ результатов, корректировка эмпирических коэффициентов и параметров опорожнения торовых топливных баков                                                                                                     |

Двигательная установка РБ «Бриз-М» [2] обеспечивает выдачу импульсов маршевого двигателя для изменения высоты и плоскости орбиты. Схема полета включает 3...5 импульсов маршевого двигателя с длительными периодами практической невесомости между ними. Основные условия функционирования КЗУ следующие: осевая перегрузка при работе МД  $n_x \sim 0,2$  g; угол отклонения вектора тяги от продольной оси РБ  $\alpha \sim 4^\circ$  в любой плоскости; длительность периодов практической невесомости  $t \sim (45...270)$  мин.

Указанные условия функционирования определяют следующую схему системы питания маршевого двигателя разгонного блока «Бриз-М» компонентами топлива (КТ). Система питания включает дополнительные и центральные топливные баки (ДТБ и ЦТБ соответственно), соединенные системой перелива КТ

(рис. 1, см. также И.С. Партола «Работоспособность и весовая отдача заборных устройств»). КТ из ДТБ через КЗУ и систему перелива поступают в ЦТБ и далее через накопительные емкости с капиллярными сетчатыми разделителями (КСР) и трубопровод питания к маршевому двигателю. После опорожнения ДТБ происходит разделение переливных трубопроводов и сброс ДТБ.

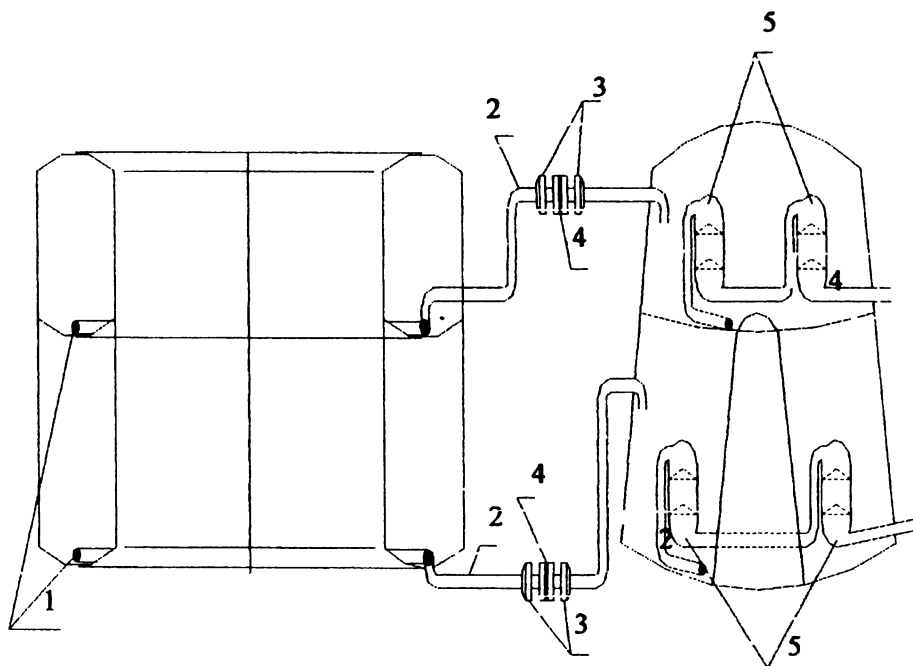


Рис. 1. Схема ДУ РБ «Бриз-М»

Капиллярное заборное устройство (КЗУ):

- 1 – переливной трубопровод; 2 – отсечные пироклапаны;  
3 – узел разделения; 4 – накопительные емкости с КСР

В конструкции капиллярных заборных устройств (КЗУ) ДТБ (см. рис. 1) использованы фазоразделители на основе комбинированных пористых сетчатых металлов (КПСМ) [1]. При проектировании рассмотрены варианты конструкции КЗУ постоянного и переменного по длине диаметра. В последнем случае диаметр фазоразделителей уменьшается по мере удаления от расходного трубопровода. В результате снижается гидравлический перепад давления, приводящий к прорыву газа в полость КЗУ.

Проведены [3] испытания геометрически подобных моделей торowego топливного бака РБ «Бриз-М», в результате которых определены эмпирические коэффициенты содержания газа в расходном трубопроводе и влияния вибрации. Кроме того выполнен расчет проектных значений невырабатываемых остатков жидкого топлива в баке и параметров газожидкостной смеси в конце опорожнения бака с учетом этих эмпирических коэффициентов.

· Модель 17ГДМ2 (рис. 2) представляет собой прозрачный макет торового дополнительного топливного бака (ДТБ) РБ «Бриз-М». Геометрический масштаб модели М1:2. В составе модели 17ГДМ2 последовательно испытаны 4 КЗУ, отличающиеся свойствами пористого материала и наличием частичного перекрытия боковой поверхности непроницаемым материалом. КЗУ-1 имеет постоянный по длине диаметр, КЗУ-2, -3, -4 имеют ступенчатую конструкцию с увеличением диаметра от периферии к сборному (переливному) трубопроводу.

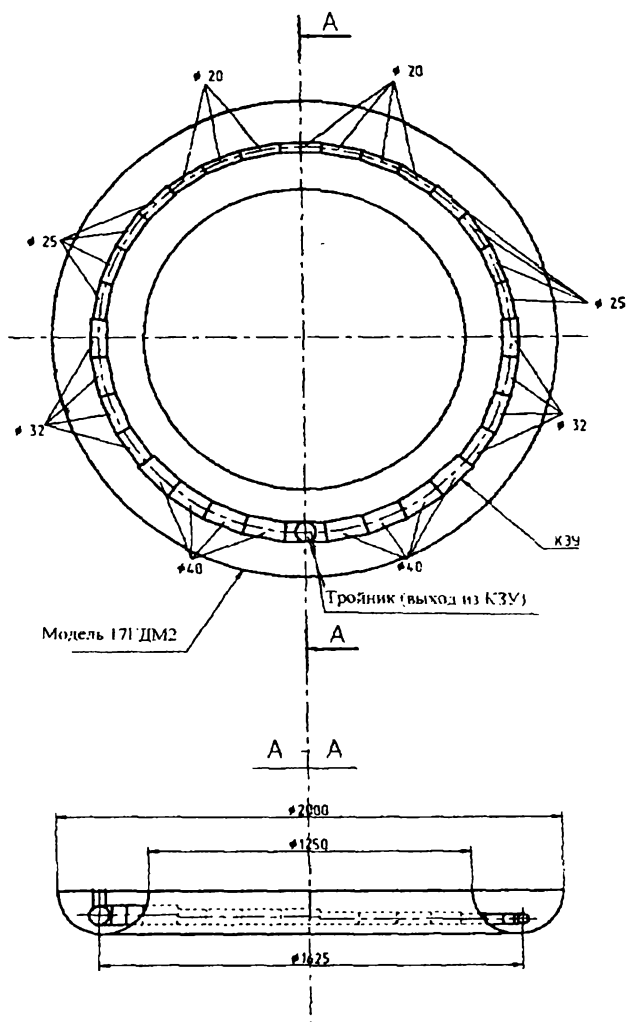


Рис. 2. Схема модели 17ГДМ2

Модель 17ГДМ31 (рис. 3) представляет собой развернутый металлический макет половины нижнего днища торового ДТБ РБ «Бриз-М». Модель выполнена в масштабе М1:4. Модель испытана в условиях вибрации, соответствующих условиям полета РБ «Бриз-М».

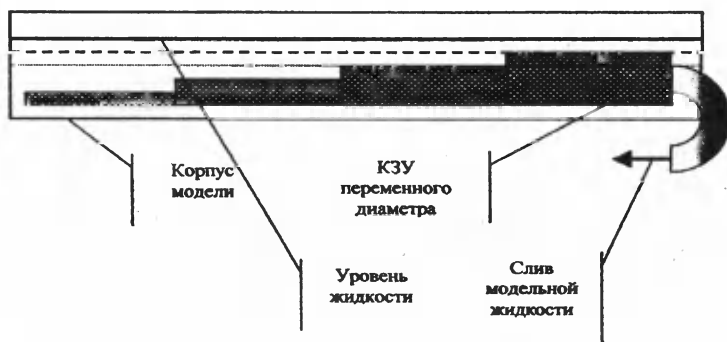


Рис. 3. Схема модели 17ГДМЗ

Для обеспечения физического подобия натурального и модельного процессов функционирования КЗУ и определения параметров опорожнения ДТБ путем модельных испытаний необходимо соблюдение равенства для них следующих критериев подобия:

1. Число Вебера

$$We = \frac{\rho w_0^2 d_{\text{экв}}}{\sigma};$$

2. Число Фруда

$$Fr = \frac{w_0^2}{n_x g D};$$

3. Число Бонда

$$Bo = \frac{\rho n_x g d_{\text{экв}} L}{\sigma};$$

4. Число Рейнольдса для течения внутри трубы

$$Re_{\text{тр}} = \frac{w_0 D}{\mu};$$

5. Число Рейнольдса для течения через пористую стенку

$$Re_{\Pi} = \frac{v d_{\text{экв}}}{\mu};$$

6. Геометрическое подобие натурального бака и модели.

В формулах критериев подобия:

$\rho$  – плотность жидкости,  $\text{кг/м}^3$ ;

$w_0$  – скорость жидкости в выходном сечении КЗУ,  $\text{м/с}$ ;

$d_{\text{экв}}$  – эквивалентный диаметр капиллярной ячейки КПСМ,  $\text{м}$ ;

$\sigma$  – коэффициент поверхностного натяжения на границе раздела «жидкость-газ»,  $\text{Н/м}$ ;

$n, g$  – действующее ускорение,  $\text{м/с}^2$ ;  
 $D$  – диаметр выходного сечения КЗУ,  $\text{м}$ ;  
 $L$  – длина КЗУ,  $\text{м}$ ;  
 $v$  – скорость жидкости через боковую стенку КЗУ,  $\text{м/с}$ ;  
 $\mu$  – кинематическая вязкость жидкости,  $\text{м}^2/\text{с}$ .

Анализ критериев подобия (см. табл. 2) показывает, что для испытанных КЗУ воспроизведены с определенным запасом критерии  $We$ ,  $Fg$  и  $Re$  для пар вода – горючее и 40% раствор спирта в воде – окислитель.

Таблица 2

Безразмерные параметры опорожнения ДТБ РБ «Бриз-М»

| Жидкость<br>Критерий подобия | Окислитель | 40% раствор спирта в воде | Горючее | Вода  |
|------------------------------|------------|---------------------------|---------|-------|
| Вебера $We$                  | 0,28       | 0,28                      | 0,139   | 0,154 |
| Бонда $Bo$                   | 0,236      | 0,297                     | 0,136   | 0,163 |
| Рейнольдса $Re$              | 54,7       | 6,3                       | 22,5    | 25,1  |
| Фруда $Fg$                   | 0,593      | 0,471                     | 0,51    | 0,563 |

В результате испытаний геометрически подобных моделей определена оптимальная конструкция КЗУ ДТБ РБ «Бриз-М» с переменной площадью поперечного сечения. Выбранный вариант обладает наибольшей стабильностью свойств и максимальным запасом работоспособности при отклонении вектора тяги маршевого двигателя от продольной оси РБ «Бриз-М».

Параметры опорожнения торовых ДТБ РБ «Бриз-М», полученные в результате модельных испытаний, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Параметры опорожнения торовых ДТБ РБ «Бриз-М»

| № | Параметр                                               | Угол отклонения вектора тяги $\alpha$ , град |       |       |       |       |       |
|---|--------------------------------------------------------|----------------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
|   |                                                        | 0                                            |       | 2     |       | 4     |       |
|   |                                                        | ДТБ Г                                        | ДТБ О | ДТБ Г | ДТБ О | ДТБ Г | ДТБ О |
| 1 | Коэффициент влияния вибрации                           | 1                                            | 1     | 1,67  | 2,34  | 2,17  | 2,56  |
| 2 | Объем накапливаемого в ЦТБ газа, $\text{дм}^3$         | 40                                           | 80    | 134   | 187   | 174   | 328   |
| 3 | Конструктивные невырабатываемые остатки, $\text{дм}^3$ | 17,0                                         | 25,2  | 17,4  | 30,4  | 20,0  | 32,8  |

Разработанный метод проектирования и лабораторно-стендовой отработки КЗУ торовых топливных баков РБ и верхних ступеней РН подтвержден успешной летной эксплуатацией КЗУ ДТБ разгонного блока «Бриз-М» (по состоянию

на конец 2005 года – 12 успешных запусков). Данные телеметрических измерений подтверждают работоспособность и параметры КЗУ в условиях полета РБ.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Большаков В.А., Новиков Ю.М., Партола И.С. «Средства обеспечения сплошности РБ «Бриз-М» с применением комбинированных пористых сетчатых металлов»; Второй межведомственный научно-практический семинар «Проблемы и технологии создания и использования космических систем и комплексов на базе малых КА и орбитальных станций», ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 1998.
2. Большаков В.А., Новиков Ю.М., Партола И.С. «Средства обеспечения сплошности жидких компонентов топлива в системе питания РБ «Бриз-М» с дополнительным (сбрасываемым) топливным баком»; XXXIV научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, РАН, Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1999.
3. Партола И.С. «Результаты проектирования и отработки капиллярных заборных устройств торового топливного бака РБ «Бриз-М»; Первая международная научно-техническая конференция «Аэрокосмические технологии», посвященная 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея, МГТУ им. Н.Э. Баумана, НПО «Машиностроение», 2004.

## **КАРКАСЫ И КОРПУСА**

### **Крепление двигателей на самолетах В.М. Мясищева М4, ЗМ, М50 и М52**

*Д.т.н. Кулага Е.С*

Разрабатывавшиеся самолеты В.М. Мясищева отличались применением множества принципиальных новых решений в области аэродинамики, конструкции, изготовления в производстве и процессе их эксплуатации. Одним из таких новых решений явилось расположение двух двигателей в хвостовой части на одной плоскости крыла самолетов М4 и ЗМ.

На самолете Ту-16 в хвостовой части крыла так же располагались двигатели. Но на этом самолете на каждой плоскости находился только один двигатель. Такое схемное решение позволяло боковое усилие от двигателя передать непосредственно на фюзеляж с довольно несложным конструктивным оформлением такого закрепления. При наличии двух двигателей в хвостовой части боковое усилие от внешнего двигателя нельзя было передать на фюзеляж через внутренний двигатель. Эти усилия, приходящие от внешней цапфы внешнего двигателя, необходимо было передавать на хвостовую часть крыла, не имеющую силовых элементов. Усилия от располагавшихся в этой части крыла щитков и закрылков передавались на кессон крыла через рельсы, по которым они двигались. В силу этого конструкция хвостовой части была довольно простой и легкой, воспринимавшей только местные аэродинамические нагрузки. Для крепления внешнего двигателя в хвостовой части крыла возникла необходимость разработать соответствующую силовую схему такого крепления.

В результате проведенных поисков в бригаде А. Прошкина под руководством автора была разработана и реализована на самолетах М4 и ЗМ силовая схема, представленная на рис. 1. Особенность этой схемы состояла в том, что усилия от двигателя воспринимались системой трех нервюр и диафрагмы, соединяющей нервюры 1 и 2 в плоскости установки цапфы двигателя. Данная силовая схема позволила воспринять усилие от веса двигателя  $G_{дв.}$ , бокового усилия  $R_{бок.}$  и местного момента  $G_{дв.}h$ . Основные элементы конструкции этой силовой схемы представлены на рис. 2 и 3.

С конструкцией, реализовавшей эту силовую схему, произошел один неприятный случай. В 2002 году ГКНПЦ им. М.В. Хруничева приобрел в качестве музейного экспоната единственный самолет М4, оставшийся из числа всех са-



молетов М4 после уничтожения самолетов М4 и 3М в конце 80-х годов по требованию американцев в соответствии с договором ОСВ-1. Эти самолеты были первыми из числа, уничтоженного впоследствии немалого числа нашего вооружения по все тому же американскому требованию. Рассматриваемое конструктивное место проектировалось без учета требования его демонтажа при эксплуатации. Поэтому при разборке этого самолета оно оказалось наиболее сложным для демонтажа, поскольку практически не было доступа к местам крепления нервюр 2 и 3 к заднему лонжерону и снятые хвостики оказались весьма поврежденными.

На самолетах М50 и М52 внутренние двигатели были подвешены на пилонах, впервые примененных в отечественной практике для тяжелых самолетов. На этих двух самолетах пилоны были разработаны в двух принципиально отличных конструктивно-силовых схемах, показанных на рис. 4 и 5. На этих схемах представлены величины усилий, возникающих в элементах пилонов, выраженных в тоннах.

На самолете М50 была применена ферменная схема крепления, разработанная в бригаде А. Гулина под руководством А. Македонского. Она оказалась не достаточно жесткой в силу того, что в нижней части пилон крепился только в одной точке 5. Кроме того возникающие усилия в стержнях оказались весьма существенными. Применение стержней повлекло за собой многочисленные их перестыковки в узлах крепления. В силу этого, а также необходимости применения стале в их конструкции суммарный вес пилона оказался неприемлемо большим. Расположение нервюр в этом варианте перпендикулярно к лонжеронам, на которые передавались усилия, приходящие от пилона, недостаточно эффективно включало в работу силовой кессон крыла, что снижало крутильную жесткость всего крыла.

Для самолета М52 был изготовлен только один каркас, но потом и он был уничтожен после передачи ОКБ-23 в состав ОКБ-52 в качестве его филиала № 1. Пилон и его подвеска в этом варианте была разработана в бригаде А. Прошкина под руководством автора. В этом варианте применена кессонная схема пилона. При такой силовой схеме усилия, возникающие в его элементах, оказались существенно меньшими. Кроме того в конструкции появилась возможность отказаться от стальных элементов и вся конструкция выполнена из алюминиевых сплавов с использованием только появившихся тогда прессованных панелей со стрингерами. Это позволило существенно снизить вес конструкции по сравнению с ферменной конструкцией. Расположение силовых нервюр вдоль по потоку, воспринимающих усилия от пилона, позволили эффективно включить контур кессона крыла в работу, что повысило его крутильную жесткость. Конструктивная схема этих двух пилонов представлена на рис. 6 и 7.

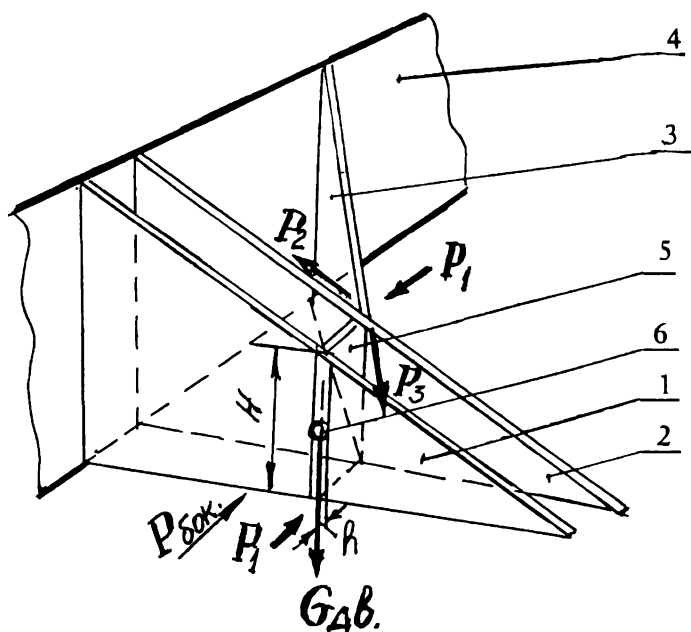


Рис. 1. Силовая схема крепления внешнего двигателя в хвостовой части крыла самолетов М4 и ЗМ:

1 – нервюра № 1; 2 – нервюра № 2; 3 – нервюра № 3; 4 – задний лонжерон К 1;  
5 – межнервюрная диафрагма; 6 – внешняя цапфа двигателя

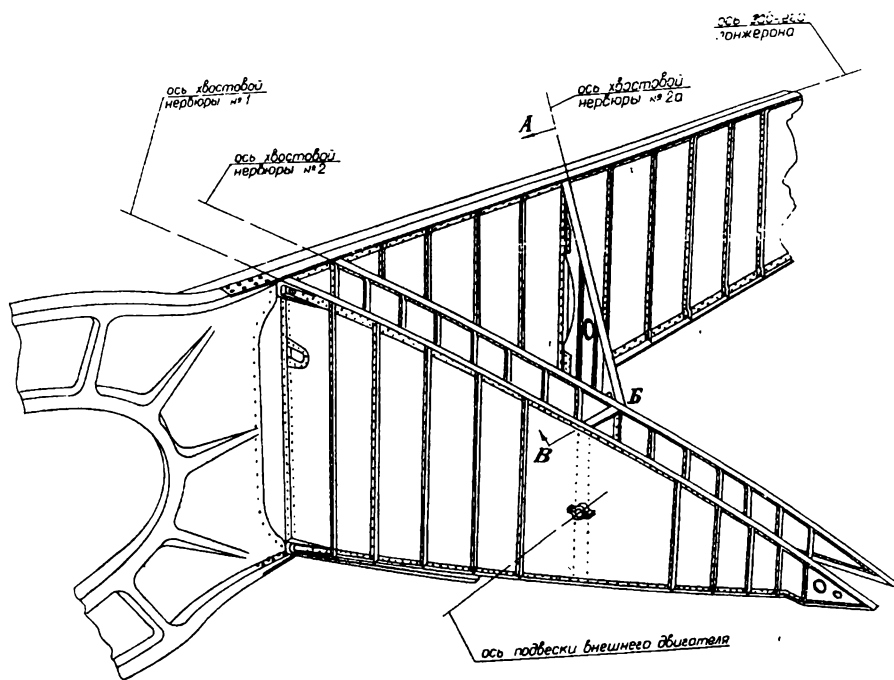


Рис. 2. Конструктивная схема подкосной нервюры № 3

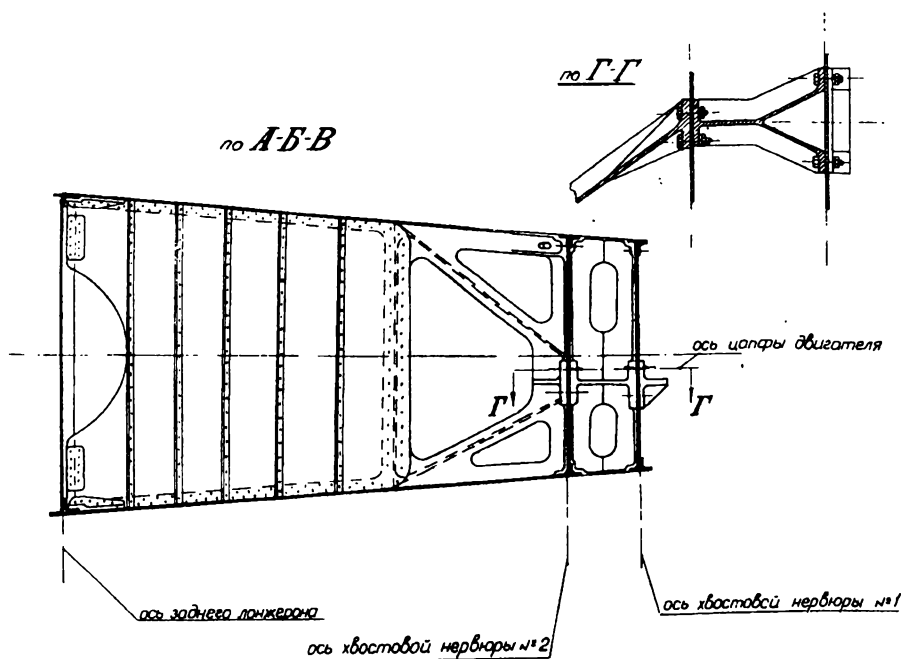


Рис. 3. Конструктивная схема крепления внешнего двигателя в хвостовой части крыла самолетов М4 и 3М

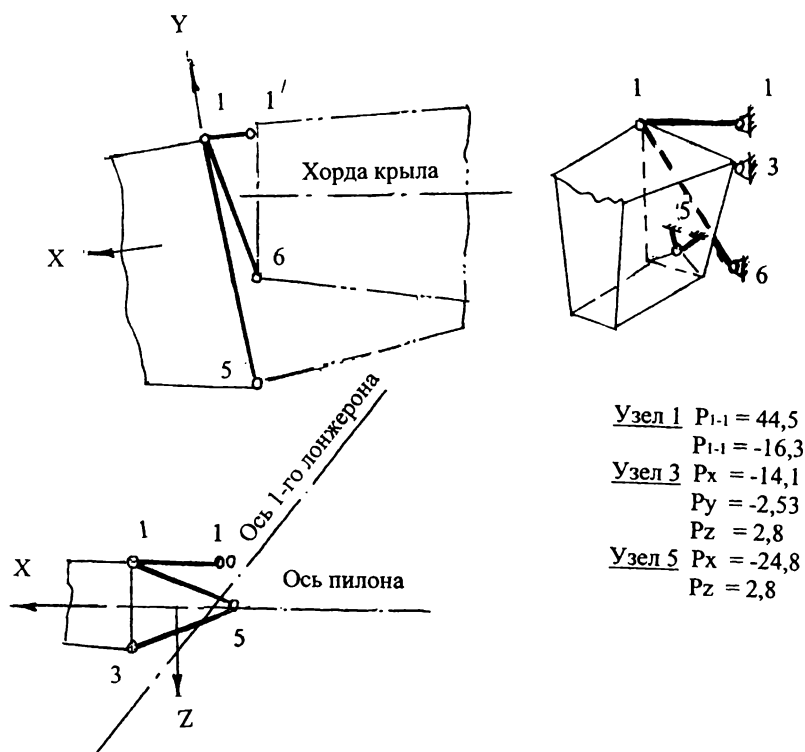


Рис. 4. Силовая схема ферменного крепления пилон внешнего двигателя самолета М50

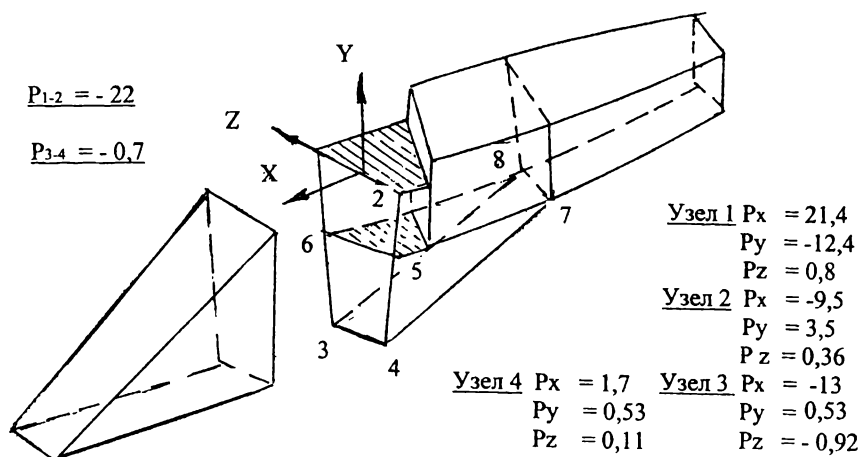


Рис. 5. Силовая схема кессонного крепления пилон внешнего двигателя самолета М52

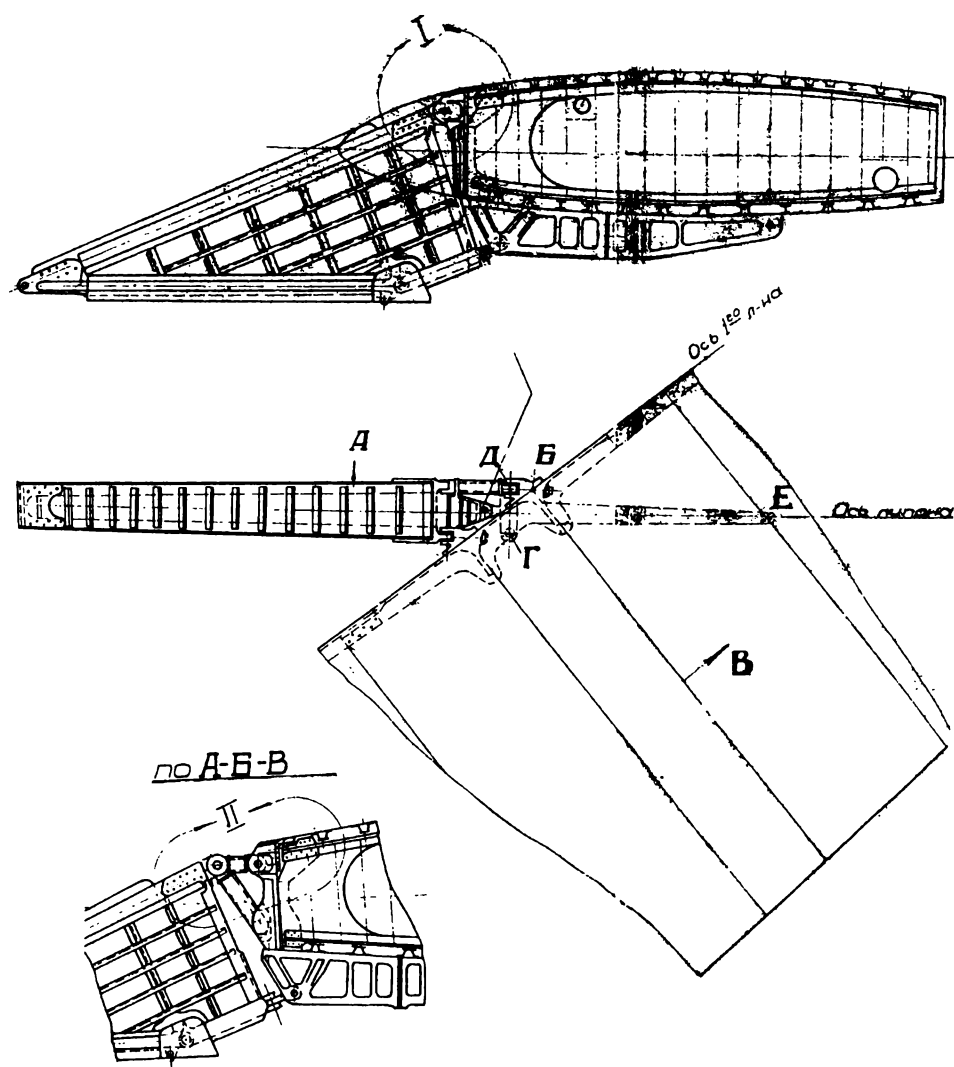


Рис. 6. Схема конструкции ферменного пилона

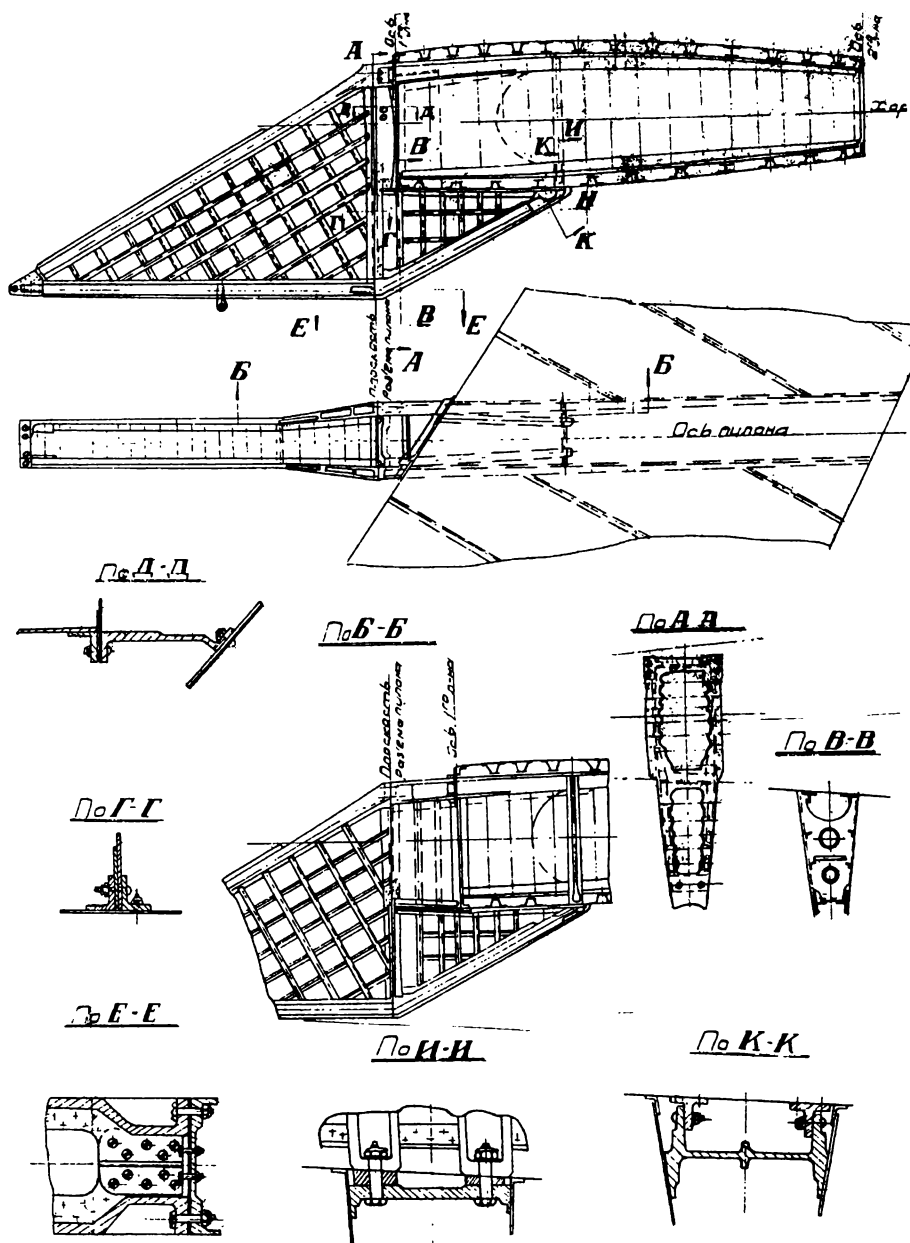


Рис. 7. Схема конструкции кессонного пилона

## Корпус головной части из стеклопластика ракеты УР-200

*Д.т.н. Кулага Е.С.*

К концу 50-х годов стало очевидным бесперспективность использования стратегических бомбардировщиков классической схемы в качестве основной составляющей ядерного щита страны. Это объяснялось возросшим совершенством зенитных ракет, которые не позволили бы этим самолетам достигать территории потенциального противника. В силу этого, созданные в ОКБ-23 стратегические бомбардировщики 3М генерального конструктора В.М. Мясищева, стали переоборудоваться в ракетоносцы. По инициативе генерального конструктора была начата разработка крылатой ракеты для ее подвески на самолете 3М. Автором данной статьи был разработан и затем запущен в производство пилон для подвески этой ракеты в центральной части крыла между двигателями. Одновременно в ОКБ-23 был создан первый в стране сверхзвуковой стратегический бомбардировщик М50, у которого ракеты не подвешивались снаружи, а располагались внутри фюзеляжа.

В начале 60-х годов ОКБ-23 (ныне КБ «Салют») было переключено на ракетную тематику в качестве филиала № 1 ОКБ-52, возглавлявшимся академиком Челомеем. Вся самолетная тематика ОКБ-23 была прекращена в своей разработке, включая и создание самолетов-ракетосцев, без передачи кому-либо для дальнейшего использования накопленного в ОКБ-23 большого числа разработок перспективной самолетной тематики.

Как известно, первой разработкой филиала № 1 по ракетной тематике явилась ракета УР-200, о которой написано уже немало. А вот по головной части, разработанной для этой ракеты, почти ничего не написано. Поэтому данная статья несколько восполняет этот пробел.

В качестве конструкционного материала для ее корпуса автором данной статьи было предложено применить стеклопластик как перспективный слоистый пластик. Так тогда называли полимерный композиционный материал. Это предложение основывалось на изучении исследовательских работ по подобным конструкциям и технологии их изготовления, проводившихся к тому времени в ВИАМ и материаловедческом комплексе НИИ-88 (потом ЦНИИМВ, а ныне НПО «Композит»).

В этих организациях исследовалось два различных типа технологических процессов, схематически представленных на рис. 1. В НИИ-88 разрабатывалась, так называемая «мокрая» намотка, при которой заранее пропитанная связующим стеклоткань выкладывалась на оправке и затем приматывалась к стеклу нитью при одновременной пропитке ее связующим. В ВИАМе разрабатывалась «сухая» технология, при которой на такой же оправке выкладывалась по такой же технологии не пропитанная связующим сухая стеклоткань и приматывалась такой же стекло нитью. Затем оправка с выложенным пакетом материала помещалась в наружную форму и герметизировались. После этого в выложенный пакет нагнеталось связующее, и происходила пропитка им всего материала.

В силу того, что первая технология не требовала изготовления весьма сложной наружной формы, к разработке была принята «мокрая» технология, не-

смотря на ее некоторую повышенную токсическую опасность за счет выделения летучих из смолы при выкладке на оправке пакета с неотвержденным связующим. Это обстоятельство парировалось установкой мощной отсасывающей вентиляции у намоточного станка. К тому же надежду на успех вселяло то, что в НИИ-88 дальше продвинулись в изучении прочностно-технологических характеристик элементов конструкции, близких по форме к подобным элементам корпуса головной части. Результаты этих исследований представлены на рис. 2.

Следует отметить, что после успешного завершения работ по созданию данного корпуса из стеклопластика, в дальнейших корпусах головных частей, разрабатывавшихся на предприятии, использовалась уже «сухая» технология, как менее токсикоопасная.

Создание подобной конструкции проводилось впервые и представляло немало трудностей в создании технологического оборудования, поиску оптимальных конструктивных форм элементов конструкции и разработке технологического процесса изготовления корпуса. Все работы проводились в отделе неметаллов предприятия в лаборатории стеклопластиков, возглавлявшейся Кагановым Л.С.

В Военно-промышленной комиссии этим работам было придано важное значение, в силу чего на предприятие были направлены на временную работу специалисты НИИ-88, ВИАМ и НИАТ, которые были поставлены на табельный учет в организации и образовали собой вместе со специалистами предприятия мощную комплексную бригаду во главе с автором.

Оригинальный намоточный станок по техническому заданию отдела неметаллов разработал технологический отдел опытного производства во главе с Файнбергом И.Г. Станок имел устройство для поддержания постоянного натяжения нити при намотке изделия с переменным диаметром и на него получили авторское свидетельство на изобретение. Зендриков В.М. разработал в отделе главного механика пропиточно-расширительную машину. Кишнев Л.А. и Куников Ю.Ц. провели необходимые исследования и разработали гипсовую оправку для намотки.

Группу специалистов от предприятия по разработке технологии изготовления корпуса возглавлял Рожков А.И., по теплозащите Иваненко А.М. От НИИ-88 работы возглавлял начальник отдела Белевич И.С., а специалистами от них были Тюкаев В.Н., Ашмарина О.В. и Персин Л.П. От ВИАМ работы возглавляли Сагаллы и Киселев, а специалистов представлял Душин, от НИАТ работы возглавлял Филиппов.

Дружной работой комплексной бригады при активной помощи в техническом оснащении работ главного инженера Стопачинского Б.А. за полтора года были проведены все необходимые исследования и изготовлен в опытном производстве первый корпус, который успешно прошел статические испытания. После этого отделом было выдано техническое задание на сооружение цеха неметаллов на заводе им. М.В. Хруничева и по завершению его строительства изготовление корпусов было передано на ЗИХ, где было изготовлено шесть корпусов, которые успешно прошли летные испытания в составе ракеты УР-200.

Конструктивная схема разработанного корпуса из стеклопластика и схемы отработывавшихся конструктивных узлов совместно с теплозащитой (ТЗП) при-



ведены на рис. 3. На данной головной части впервые была применена и отработана технология нанесения нового на то время теплозащитного материала из кремнеземной ткани КТ-11, а теплозащита получила индекс СТКТ-11. До этого теплозащита на других головных частях изготавливалась из асбестоткани путем ручной выкладки. Технологию нанесения теплозащиты СТКТ-11 на данной ГЧ отработали методом намотки из ленты, располагая их слои параллельно оси изделия. Это не только повысило качество ее нанесения, но и существенно подняло ее эффективную энтальпию, которой характеризуются теплозащитные свойства материала, поскольку слои ткани располагались торцами к набегающему потоку.

Первые подслои ТЗП из ткани КТ-11, пропитанной фенольным связующим, отверждались совместно с основным конструкционным материалом, у которого в качестве наполнителя использовалась стеклоткань АСТТ-Б, пропитанная эпоксифенольным связующим. При их совместном отверждении между ними происходило расслоение. Путем длительных поисков были подобраны режимы предварительной термообработки этих тканей с тем, чтобы их коэффициенты термического расширения были равными, и это предотвратило их расслоение.

Помимо этого было проведено большое число исследований по определению необходимых технологических режимов изготовления корпуса, основные из которых приведем далее.

Отработано качество смешения компонентов эпоксифенольного связующего. Продолжительность смешения и соответственно критерий качества связующего установили достижением в смешиваемом связующем постоянства коэффициента оптического преломления.

Подобраны режимы:

- предварительной пропитки ткани и нити с тем, чтобы в готовом материале после отверждения сохранилось необходимое оптимальное соотношение связующего и наполнителя,
- режимы термической расклихтовки ткани с тем, чтобы не допустить значительного снижения ее прочности,
- оптимальное натяжение нити при намотке с целью сохранения оптимального количества связующего в материале.

Особую сложность представила отработка температурно-временных режимов отверждения резко переменной толщины материала. В результате было установлено, что для того, чтобы получить необходимую степень отверждения связующего равномерно по всем толщинам материала, необходимо вести режим полимеризации по термопаре, установленной в местах наибольшей толщины материала так, чтобы максимальные температуры в нем достигались к концу отверждения.

Отработка различных схем выкладки наполнителя в элементах конструкции корпуса, представленных на рис. 3, проводилась на цилиндрических моделях диаметром 600 мм. В таблице на рис. 4 показаны оптимальные схемы выкладки основных элементов корпуса из числа исследованных, и приведены полученные значения прочности для них.

Из таблицы видно, что свойства получаемого материала в конструкции еще были далеко от желаемого результата по коэффициенту вариации. Поэтому, когда через два десятилетия на предприятии вновь приступили к созданию крупногабаритных корпусов, но уже трехслойной конструкции из ПКМ для головных обтекателей, то начали опять из стеклопластиков, но уже намоткой обшивок непосредственно пропитанной тканью. Для сравнения в последней колонке (рис. 4) приведены данные по пределу прочности при сжатии для материала, полученного в 60-х годах для ГЧ и полученного в 80-х годах для ГО. Из сравнения видно, что прочность стеклопластика за это время поднялась в два раза, а коэффициент вариации в 80-х годах несколько возрос. Поэтому для головных обтекателей основным материалом стал уклепластик автоклавного формования, у которого коэффициент вариации приблизился к имеющемуся у металлов. Это показано в статье настоящего сборника по головным обтекателям.

Проведенные работы по созданию головной части ракеты УР-200 были удостоены Государственной премии и явились первой такой премией, полученной предприятием по ракетной тематике.

Схема «мокрой» выкладки НИИ-88

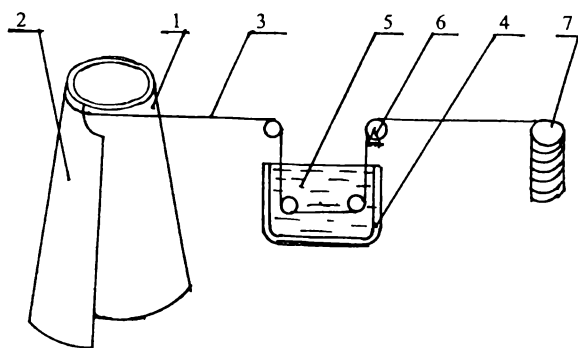


Схема «сухой» выкладки ВИАМ

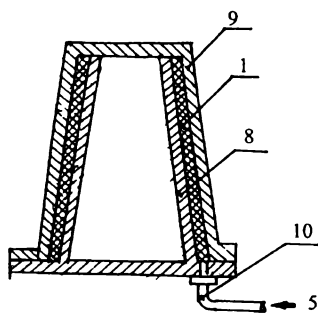
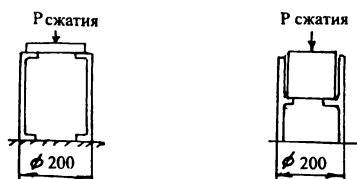


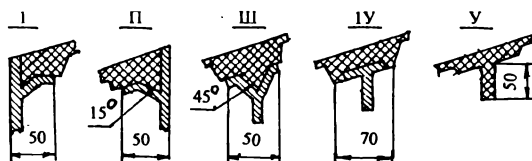
Рис. 1. Разрабатываемые схемы выкладки изделий из стеклопластика:

1 – изделие; 2 – стеклоткань; 3 – стеклонить; 4 – пропиточная ванна; 5 – связующее; 6 – натяжное устройство; 7 – шпулярник; 8 – внутренняя форма; 9 – наружная форма; 10 – штуцер подачи связующего

# Схема испытаний моделей



## Схема испытанных элементов в моделях



## Результаты испытаний

| Типы отсеков | I     | П     | Ш     | IУ    | У     |
|--------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Р разр. Кг.  | 21400 | 14700 | 22600 | 35000 | 15600 |

Рис. 2. Испытания моделей из стеклопластика, проведенные в НИИ-88

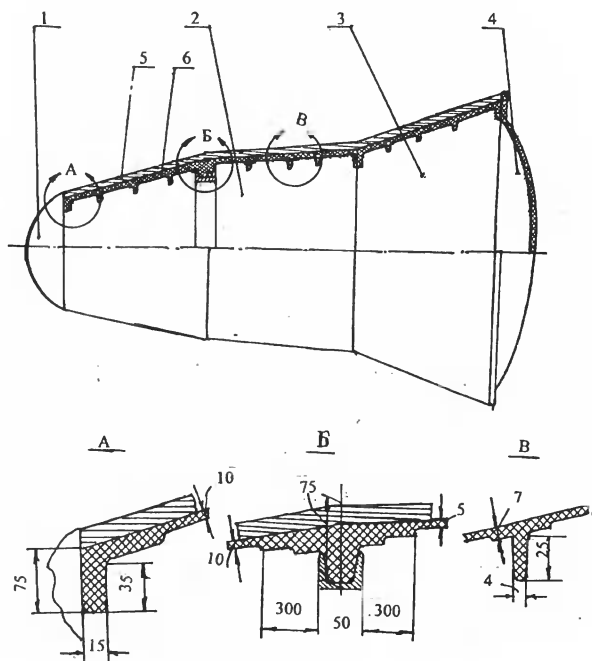
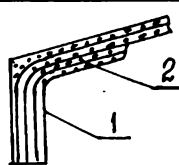
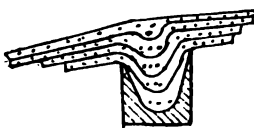
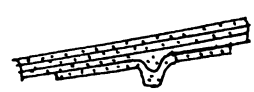


Рис. 3. Корпус головной части ракеты УР-201. Носок:  
 1 – носок; 2 – средняя часть; 3 – задняя часть; 4 – днище; 5 – наматываемая теплозащита;  
 6 – стеклопластиковый корпус

Эскиз выкладки элемента

|                                |                                                                                   | A    | Б    | В    |      |
|--------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|------|------|------|------|
| $\sigma$ раст. кг/мм кв<br>У % |  | 23,5 | 13,5 | -    |      |
|                                |                                                                                   | 42,5 | 39,5 | -    |      |
| $\tau$ сдв. кг/мм кв<br>У %    |  | 2,7  | 4,0  | -    |      |
|                                |                                                                                   | 42,5 | 42,5 | -    |      |
| $\sigma$ сж. г/мм кв<br>У %    |  | -    | -    | 9,13 | 21,2 |
|                                |                                                                                   | -    | -    | 23   | 26   |
|                                |                                                                                   |      |      | ГЧ   | ГО   |

У% – коэффициент вариации

Рис. 4. Оптимальные схемы выкладки основных элементов корпуса:

1 – стеклоткань; 2 – стеклонить;  $Y$  – коэффициент вариации

## Крыло гиперзвуковой ракеты «Буран» (изделие «40»)

*Д.т.н. Кулага Е.С.*

В ОКБ-23 в последние годы его существования широко развернулись работы по проектированию ракетной техники различного назначения. Проектировалась гиперзвуковая ракета «Буран» для доставки ядерного заряда, разрабатывался проект космического самолета-спутника для спуска экипажа с орбиты на аэродинамическом качестве, а также сверхтяжелая ракета-носитель, прообраз которой впоследствии был реализована в РН «Протон». Последние две разработки находились в стадии проектно-эскизных поисков. Проект «Буран» был разработан наиболее глубоко и доведен до производственного изготовления отдельных агрегатов. Одним из таких агрегатов являлось крыло этой ракеты.

Крыло было небольшой относительной толщины без наличия на нем управляющих органов, поскольку управление ракетой осуществлялось крестообразным хвостовым оперением. Средняя температура нижней плоскости крыла была порядка 350 градусов, а верхней порядка 300 градусов Цельсия. В силу этого алюминиевые сплавы не могли рассматриваться для использования в такой конструкции. В процессе разработки конструкции крыла за основу была взята нержавеющая сталь.

Основным требованием к крылу, помимо обеспечения минимального веса, выдвигалась задача сохранения аэродинамического качества поверхности и придания ему максимальной жесткости, не допускающей при деформировании искажение профиля крыла. Исходя из этого в бригаде А. Прошкина под руководством автора была разработана многолонжеронная кессонная схема крыла, представленная на рис. 1. Лонжероны и продольный набор из стрингеров располагались по единому проценту в каждом сечении. В качестве панелей кессона была применена тонколистовая конструкция, состоящая из обшивки и стрингеров переменной по длине высоты из нержавеющей стали Я1Т, впоследствии получившей индекс 1Х18Т. Стрингеры приваривались к обшивке с помощью точечной сварки. При испытании таких панелей на сжатие удалось получить их несущую способность по местной потере устойчивости равную  $70 \text{ кг/мм}^2$ , что явилось наивысшим достижением на фирме по удельной прочности продольного силового набора любых форм и материалов.

Роль нервюр выполняли балочные нервюры из стали Я1Т толщиной 0,5 мм закреплявшиеся отдельно на верхней и нижней панелях. Панели на верхней плоскости являлись замыкающими при сборке, и одна из их продольной стороны устанавливалась на полках лонжеронов с помощью анкерных болтов. Аналогично на анкерных болтах крепились носики и хвостики крыла.

Пояса лонжеронов из стали ЭИ654 облегченного сечения включались в общую площадь панелей. Их сечение выбиралось из условия обеспечения болтового соединения панелей на их полках. Стенки лонжеронов выполнены гофровой конструкции из стали ЭИ 654 толщиной 0,5 мм с тем, чтобы исключить появление в них температурных сдвигов, которые могли возникнуть в них за счет разности температур верхней и нижней обшивки.

Крыло такой конструкции были изготовлено в опытном производстве ОКБ и там же прошло статические испытания с нагревом и показало полную свою работоспособность.

В процессе дальнейшей работы над темой «Буран» в бригаде А. Прошкина под руководством А. Македонского была разработана конструкция крыла, показанная на рис. 2. В этой конструкции крыло членилось на отсеки с перпендикулярным расположением лонжеронов к оси фюзеляжа. Каждый лонжерон состоял из двух стенок с поясами, на которых имелись бобышки. С их помощью через люки в обшивках отсеки стягивались болтами. Обшивки выполнялись из титанового листа толщиной 1,0 мм несли только местную аэродинамическую нагрузку и в работе на изгиб продольного набора участия не принимали. Пояса лонжеронов выполнялись из стали 30ХГСА и несли всю изгибную нагрузку, а стенки лонжеронов выполнялись без гофров из стали ЭИ654. Данная конструкция разрабатывалась с целью снижения веса по сравнению с первым вариантом, но она имела ряд принципиальных недостатков.

Тонкая неработающая обшивка при деформации крыла теряла устойчивость, и становилось далеко не ясно, как будет сказываться такая волнистость поверхности крыла на его аэродинамическое качество при гиперзвуковом полете. Кроме того задний по полету лонжерон оказался самым меньшим по своей высоте, но он воспринимал на себя всю аэродинамическую нагрузку, приходившую с конца крыла. С тем чтобы исключить закрутки задней части крыла пришлось резко увеличить толщину его стенок до 1,5 мм, а также увеличить толщину обшивок двух задних отсеков. Это повлекло за собой потерю веса, и экономия в весе крыла получилась незначительной. Это крыло не изготавливалось, и по нему не были получены какие либо практические результаты.

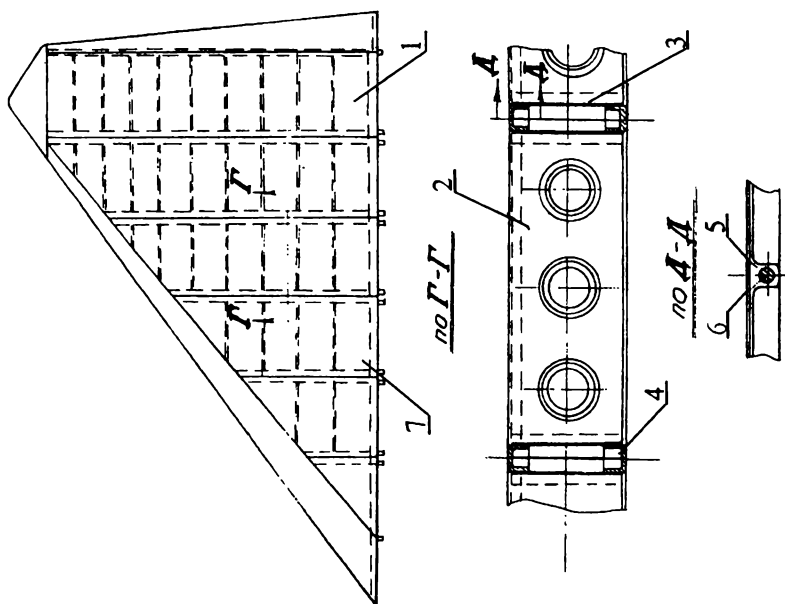


Рис. 2. Конструктивная схема крыла из титанового сплава гиперзвуковой ракеты «Буран»:  
 1 – обшивка; 2 – нервюра; 3 – стенка лонжерона; 4 – пояс лонжерона; 5 – бобышка под стягивающие болты; 6 – стягивающий болт; 7 – продольные отсеки

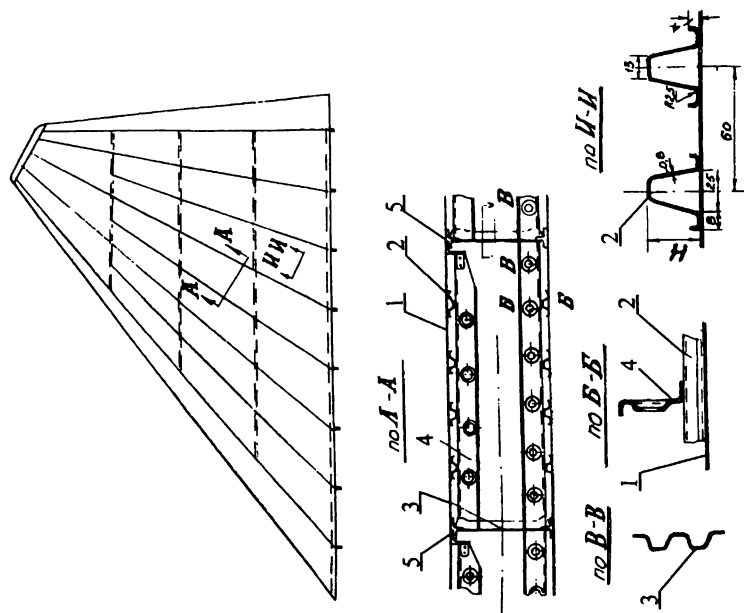


Рис. 1. Конструктивная схема крыла из нержавеющей стали гиперзвуковой ракеты «Буран»:  
 1 – обшивка; 2 – стрингеры; 3 – стенка лонжерона; 4 – балочные нервюры; 5 – замыкающие продольные стыки

## **Разработка головных обтекателей из композиционных материалов**

*Д.т.н. Кулага Е.С., к.т.н. Оленин И.Г.*

Предприятия, вошедшие в состав ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, на протяжении всей своей деятельности являлись флагманами в части научно-технического прогресса в области авиационной и ракетно-космической техники. Передовой опыт, накопленный ими при создании лучших боевых самолетов того времени, был использован при переходе к разработке и изготовлению образцов ракетной техники, которые по своему техническому уровню во многом опережали зарубежные и отечественные аналоги, что подтверждается почти полувекowym сроком их эксплуатации.

Одним из передовых направлений в конструкции корпусных агрегатов изделий явилось широкое внедрение композиционных материалов, которое стало возможным с появлением искусственных высокопрочных волокон стекла, продуктов переработки окиси кремния и углерода.

Первым разработанным корпусом из ПКМ на предприятии явился корпус головной части ракеты УР-200, созданный в начале 60-х годов. Проведенное тогда сравнение материалов по их весовой эффективности представлено на рис. 1, из которого видна эффективность применения композиционных материалов в конструкциях. После создания корпуса головной части из стеклопластика для ракеты УР-200, работы по применению ПКМ в конструкциях дальнейшего развития на предприятии не получили и возобновились вновь только в 80-х годах.

Проведенные предварительные проработки, результаты которых приведены на рис. 2, показали, что наиболее подходящим агрегатом по своей конструкции, в котором можно было применить композиционный материал, стал головной обтекатель (ГО). Уже тогда в 60-х годах стало очевидным, что наиболее эффективной будет трехслойная конструкция, состоящая из двух обшивок и сотового заполнителя, а не отработанная тогда однослойная конструкция с оребрением. Трехслойная конструкция легла в основу всех последующих типов головных обтекателей.

В начале 80-х годов предприятия отрасли приступили к созданию долгосрочного орбитального пилотируемого комплекса «Мир», включающего в себя шесть функциональных модулей. Базового – блок станции, который являлся модифицированным прототипом предшествующих орбитальных станций «Салют», выводился под металлическим ГО выполненным из алюминиевых сплавов по клепаной технологии стрингерно-шпангоутной конструкции. Для выведения модулей на орбиту потребовалось создания нового типа ГО.

Первым, в создании ГО из композиционных материалов, стал не сбрасываемый трехслойный стеклопластиковый обтекатель, предназначенный для защиты гермокорпуса модуля «Квант 1». Он имел форму конуса диаметром 2800 мм, высотой 1750 мм и с его изготовлением успешно справился цех неметаллических изделий завода им. М.В. Хруничева.

Для выведения четырех модулей – «Квант 2», «Кристалл», «Спектр», «Природа» был разработан и прошел стендовую наземную отработку первый сбрасы-



ваемый стеклопластиковый обтекатель. Заложенные в его конструкцию технические решения послужили основой для создания целого ряда разнотипных последующих обтекателей, эксплуатируемых в настоящее время. Изготавливались эти обтекатели на заводе им. М.В. Хруничева в кооперации с производственным объединением «Авангард», находящимся в городе Сафонове Смоленской области Минхимпрома. Данное предприятие было выбрано в силу того, что оно имело необходимое специальное намоточное оборудование и большой опыт в изготовлении методом намотки крупногабаритных изделий из стеклопластика. Данная технология исключала ручную выкладку и являлась более прогрессивной. Это производство создавалось в свое время для намотки контейнеров из стеклопластиков для ракет, разрабатывавшихся в КБ «Южное». Для намотки этих контейнеров была разработана специальная стеклоткань ТСУ-8/3 – ВМ-78, у которой, в отличие от всех существовавших стеклотканей, прочность по утку была выше, чем по основе.

Стеклопластиковый ГО этого типа имел достаточно внушительные размеры – длина 12650 мм, диаметр 4350 мм. За весь период было изготовлено семь летных изделий. Первые натурные испытания обтекатель прошел в составе космического аппарата «Полюс» при первом пуске ракеты носителя «Энергия», предназначенного для эксплуатации с отечественным челноком «Буран», а не при запуске модуля к станции «Мир». В последствии четыре обтекателя улетели с модулями к комплексу «Мир», шестой – обеспечивал выведение первого модуля «Заря» для международной космической станции, а седьмой по сей день дожидается своего часа.

Созданию данного обтекателя предшествовала длительная экспериментальная отработка его конструкции и технологии изготовления, которые были проведены в КБ «Салют». Схема конструкции ГО, применительно к которой проводились исследования, а также перечень основных задач, решавшихся при этом, приведены на рис.3. В процессе этих исследований в ПО «Авангард» проводилось изготовление моделей диаметром 2,3 метра, а также изготавливались разнообразными образцы и элементы конструкции. Испытание изготовленных моделей и образцов проходили в КБ «Салют». Результаты ряда проведенных экспериментов представлены на рис.4. Они послужили основой для конструирования корпуса ГО из стеклопластика. Приведенные на рис. 5 результаты статистической обработки полученных прочностных характеристик материала в обшивках позволили проводить обоснованные расчеты на прочность. Полученные довольно значительные по величине коэффициенты вариации свойств, а также переход на стеклоткань вместо алюминиевых сот, которых не удалось получить в нужных количествах, привели к тому, что по весовым характеристикам первый стеклопластиковый обтекатель оказался несколько тяжелее, чем это ожидалось при предварительных проработках.

В этих работах от КБ «Салют» принимали активное участие И.М. Востриков, Е.С. Кулага, С.А. Петроковский, О.И. Давыдов, К.П. Деревлев, А.А. Хромов, В.Н. Балашов, Ю.А. Бочкарев, В.М. Шайдулин, А.В. Минаков, А.П. Борисов, В.Н. Дементьев, В.П. Лакитский, Л.Н. Крашенкина, А.Л. Грудзин, А.Н. Кудрявцев, Х.Я. Яншин, Н.В. Кудряшова и многие другие. От ПО «Авангард» Курно-

сов В.В., Кутько Ю.И., Работягин В.А., Кришнев Л.И., Ремпель В.Д., Работько С.И., Хананов А.З, Завилейский В.С., Рыжиков В.С., Виноградова Л.С., Доброва Т.А. и многие другие.

Основным недостатком разработанного обтекателя был вес, который превышал вес металлических аналогов, поэтому в последующих конструкциях в качестве основного материала обшивок стал применяться углепластик, имеющий хорошие прочностные и весовые характеристики, а в качестве прослойки – алюминиевые соты.

Отработка изготовления обтекателей методом предварительного автоклавного формования обшивок проводилось в НПО «Технология», поскольку ПО «Авангард» не успел подготовить свое автоклавное производство. Результаты проведенных отработок представлены на рис. 6, 7 и 8. Из них следует, что коэффициент вариации углепластиковых обшивок автоклавного формования практически приблизился к таким, какие имеются у металлов.

Первый обтекатель из углепластика был разработан по заказу Министерства обороны для изделия «150». Он прошел успешные натурные испытания и эксплуатировался на ракете-носителе (РН) «Рокот». Конструктивно обтекатель был выполнен в виде соединенных между собой конических и цилиндрических углепластиковых трехслойных оболочек с оригинальной системой сброса, осуществляемого тягой пороховых двигателей в направлении полета.

С выходом ГКНПЦ на мировой рынок коммерческих услуг по выведению зарубежных космических аппаратов на РН «Протон» с РБ «ДМ» разработки НПО «Энергия» возникла необходимость создания унифицированного головного обтекателя (УГО). Такой обтекатель менее чем за два года был разработан, прошел наземную стендовую отработку и был изготовлен для первого коммерческого запуска космического аппарата «Астра-1Ф» американской фирмы «Хьюз». Корпус представлял собой комбинированную конструкцию, состоящую из конических и цилиндрического отсеков, изготовленных из трехслойных стекло- и углепластиковых обечаек. Такая комбинация была выбрана из условий использования опыта изготовления обечаек в ПО «Авангард». Производство углепластиковых обечаек, входящих в конструкцию обтекателя, успешно освоил цех неметаллических изделий ракетно-космического завода (РКЗ), в прошлом ЗИХ. Данный обтекатель пришлось адаптировать под существующий разгонный блок (РБ) ДМ, не допускавший каких либо доработок.

Этот обтекатель имел много отличий от своих предшественников, во-первых, пришлось переделать опоры узлов разворота створок, которые стали воспринимать растягивающие нагрузки на всем этапе полета, во-вторых, по требованию заказчиков пришлось разработать жидкостную активную систему термостатирования КА на старте, состоящую из радиаторов, размещенных на внутренней поверхности ГО, в-третьих, создать систему плавного дренирования воздуха из-под обтекателя тем самым, снизив нагрузки на РБ, в-четвертых, разработать внутреннюю теплоизоляцию из материалов, обеспечивающих жесткие требования по чистоте и, в-пятых, разработать и изготовить радиопрозрачные окна для связи со спутником на этапах подготовки на стартовом комплексе и полета. Головных обтекателей этого типа было изготовлено 32 штуки, все они прошли

успешные натурные испытания и продолжают изготавливаться в настоящее время.

Над реализацией этого проекта трудились многие специалисты, в числе которых к ранее перечисленным добавились: В.В. Федотов, И.Г. Оленин, В.Н. Каменщиков, А.Г. Бахтин, Л.А. Главацкий, Е.И. Постоюк, В.Д. Кузмин, О.Г. Слепов, В.И. Соин, С.М. Болдин, М.И. Беляев, и другие.

С принятием решения о разработке РБ «Бриз-М» и модернизации РН «Протон» возникла необходимость создания нового типа головного обтекателя. В связи с этим было разработано четыре типа головных обтекателей для новой конфигурации средств выведения, которые имеют отличия в габаритах корпуса. К настоящему времени три модификации прошли летные испытания, обеспечив успешные запуски отечественных и зарубежных космических аппаратов. Отсеки корпуса этих головных обтекателей изготавливаются трехслойной конструкции, состоящей из двух углепластиковых обшивок соединенных алюминиевым сотовым наполнителем. Все эти типы головных обтекателей изготавливаются по конструкторской документации КБ «Салют» на РКЗ в кооперации с ОНПП «Технология» г. Обнинск Калужской области, имеющим огромный опыт в изготовлении крупногабаритных изделий из композиционных материалов для авиационной и ракетной техники. Предпоследний из разработанных обтекателей длиной 15,255 м является самым крупным Российским обтекателем, эксплуатируемым в настоящее время на РН «Протон М».

С созданием совместного международного предприятия «EUROCKOT» по оказанию коммерческих услуг по запуску малых космических аппаратов на РН «Рокот» с РБ «Бриз КМ» возникла необходимость создания легкого головного обтекателя с продольной системой разделения. В КБ «Салют» была разработана конструкторская документации, а РКЗ все в той же кооперации с ОНПП «Технология» изготавливает обтекатели этого типа. Особенности обтекателя для РН «Рокот» являются овалообразная форма цилиндрической части корпуса и автоклавное формование одной створки – «лодочки» зацело, исключаяющее болтовые поперечные стыки на переходах формы. Внедрение такой технологии позволило значительно снизить вес конструкции корпуса за счет исключения металлических стыковочных шпангоутов. Перечень созданных в КБ «головных обтекателей» приведен на рисунках таблицы 2. Конструктивно-весовые характеристики наиболее нагруженных отсеков этих обтекателей представлены в таблице 3. Из нее видны весьма существенные весовые преимущества углепластиковых обтекателей. Применение такой конструкции позволило также значительно сократить трудоемкость изготовления и процессы восстановления оболочек при случайных технологических повреждениях.

Необходимо отметить плодотворное сотрудничество с Обнинским научно-производственным предприятием «Технология», которое за достаточно короткий промежуток времени совместного труда позволило разработать, изготовить, испытать и отправить в полет такое большое количество типов головных обтекателей.

Благодаря высококвалифицированным специалистам, работающим на этом предприятии, а это В.В. Викулин, Н.В. Мухин, Н.В. Выморков, О.Н. Комиссар, А.К. Хмельницкий, А.В. Буш, В.Н. Семкин и многие другие, наше предприятие

получает качественную продукцию в виде обечаек корпуса из композиционного материала для головных обтекателей. Их опыт и научно-производственный потенциал позволяет нам в совместной работе создавать лучшие образцы ракетно-космической техники.

В завершении следует привести фамилии тех, кто создавал в КБ «Салют» последние образцы головных обтекателей и продолжает трудиться над новыми разработками: Ю.О. Бахвалов, И.С. Радугин, С.А. Петроковский, В.П. Молочев, В.В. Федотов, И.Г. Оленин, В.Н. Каменщиков, Н.Г. Александров, А.Г. Бахтин, О.Г. Слепов, В.Н. Иванов, С.Н. Зайцев, В.Д. Кузмин, С.М. Болдин, Н.Г. Солодовников, А.П. Борисов, С.А. Агуреев, М.И. Беляев, А.Е. Шумов, Х.Я. Яншин, О.А. Саватеева и многие другие.

На РКЗ большой вклад внесли в создание ГО из ПКМ и продолжают вносить при изготовлении серийных обтекателей Ю.П. Городничев, В.А. Петрик, А.В. Воронков, С.В. Лопатинский, О.А. Домнинский, В.А. Шишлов, С.В. Телегин, А.В. Забегалин, И.И. Григорьев, В.М. Баранов, Ю.М. Хаскин, Н.А. Смоленцев, В.И. Озеров, В.А. Гореев и многие другие.

| СХЕМА НАГРУЖЕНИЯ                                                                                              |                        |                        |                        |                    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|------------------------|------------------------|--------------------|
| НОМЕР ОБРАЗЦА                                                                                                 | 1                      | 2                      | 3                      | 4                  |
| ФОРМУЛА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИЗГИБНОЙ НАГРУЗКИ                                                                     | $P \cdot K E \delta^3$ | $P \cdot K E \delta^3$ | $P \cdot K E \delta^3$ | $P \cdot \delta E$ |
| УДЕЛЬНАЯ ПРОЧНОСТЬ                                                                                            | $\frac{E}{\delta^3}$   | $\frac{E}{\delta^3}$   | $\frac{E}{\delta^3}$   | $\frac{E}{\delta}$ |
| АМГ-Б<br>$E = 3000 \text{ кг/мм}^2$<br>$\delta = 2,85 \text{ г/см}^3$<br>$\delta = 32 \text{ кг/мм}^3$        | 1                      | 1                      | 1                      | 1                  |
| 1Х18Н9Т<br>$E = 20000 \text{ кг/мм}^2$<br>$\delta = 2,85 \text{ кг/см}^3$<br>$\delta = 90 \text{ кг/мм}^3$    | 0,39                   | 0,228                  | 0,379                  | 1,02               |
| ВТ5-Д<br>$E = 10000 \text{ кг/мм}^2$<br>$\delta = 4,5 \text{ г/см}^3$<br>$\delta = 90 \text{ кг/мм}^3$        | 0,573                  | 0,456                  | 0,573                  | 1,79               |
| СТЕКЛОПЛАСТИК<br>$E = 2500 \text{ кг/мм}^2$<br>$\delta = 1,7 \text{ г/см}^3$<br>$\delta = 90 \text{ кг/мм}^3$ | 1                      | 1,3                    | 1                      | 1,03               |
| УГЛЕПЛАСТИК<br>$E = 4500 \text{ кг/мм}^2$<br>$\delta = 1,5 \text{ г/см}^3$<br>$\delta = 85 \text{ кг/мм}^3$   | 2,2                    | 2,35                   | 2,2                    | 1,48               |

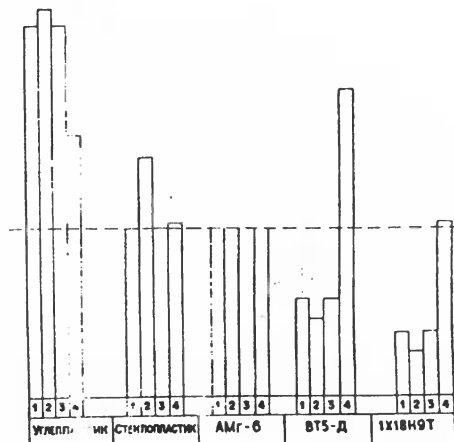
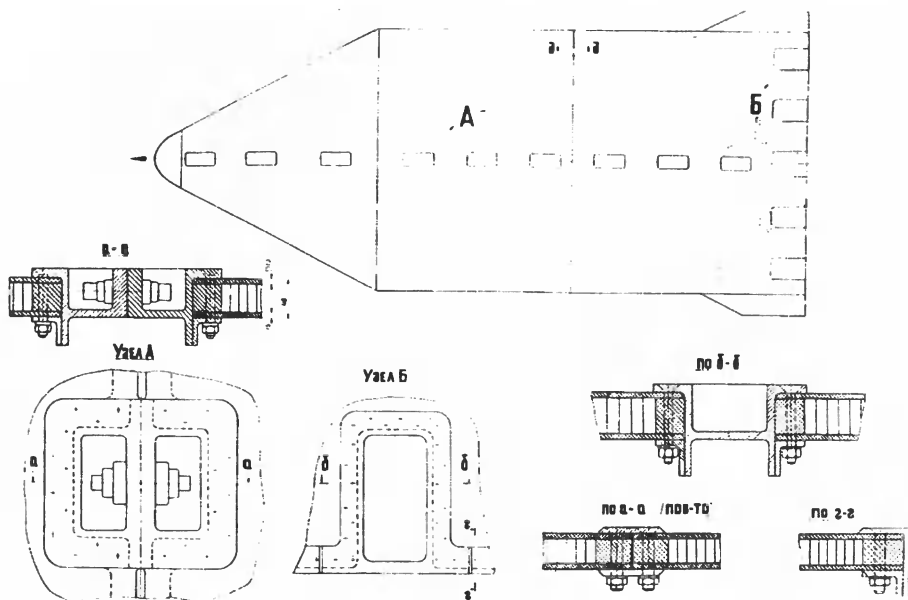


Рис. 1. Сравнение материалов по весовой отдаче в различных конструкциях и видах нагрузений

| ЭСКИЗ СЕЧЕНИЯ | ОБШИВКА                                                                                                                                                 |                      |                          | ЗАПОЛНИТЕЛЬ  |                              |                          | Вес 1 м <sup>2</sup> крел. мпм ЗП | Вес 1 м <sup>2</sup> обол. кг. |
|---------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|--------------------------|--------------|------------------------------|--------------------------|-----------------------------------|--------------------------------|
|               | МАРКА МАТЕР.                                                                                                                                            | E кг/мм <sup>2</sup> | Вес 1 м <sup>2</sup> кг. | МАРКА МАТЕР. | СР. ПЛОТН. г/см <sup>3</sup> | Вес 1 м <sup>2</sup> кг. |                                   |                                |
|               | СТЕКЛОПЛАСТИК                                                                                                                                           | 2000                 | 12,95                    | АЛЮМ. ФОЛЬГ. | 0,10                         | 4,0                      | 0,5                               | 17,45                          |
|               | УГЛЕПЛАСТИК                                                                                                                                             | 4500                 | 5,6                      | АЛЮМ. ФОЛЬГ. | 0,10                         | 3,0                      | 0,5                               | 9,1                            |
|               | В95АТ                                                                                                                                                   | 7000                 | 7,12                     | АЛЮМ. ФОЛЬГ. | 0,100                        | 3,0                      | 0,5                               | 10,62                          |
|               | ОТ4-1                                                                                                                                                   | 11000                | 7,2                      | ОТ4-1        | 0,355                        | 10,65                    | СВАРКА ТОЧК.                      | 17,85                          |
|               | В95АТ                                                                                                                                                   | 7000                 | 5,7                      | В95АТ        | 0,193                        | 5,8                      | 1,0                               | 11,50                          |
|               | УГЛЕПЛАСТИК                                                                                                                                             | 4500                 | 3,7                      | УГЛЕПЛАСТИК  | 0,128                        | 4,49                     | 0,5                               | 8,7                            |
|               | УГЛЕПЛАСТИК                                                                                                                                             | 4500                 | 3,5                      | В95АТ        | 0,190                        | 6,09                     | 1,0                               | 10,1                           |
|               | ПОДКРЕПЛЕНИЕ СТРИНГЕРАМИ И ШПАНГОУТАМИ С ШАГОМ 1000, ШАГ СТРИНГЕРОВ 50 мм. Вес 1 м <sup>2</sup> набора 12,87 кг., вес обшивки 7,12 кг. МАТЕРИАЛ В 95 АТ |                      |                          |              |                              |                          |                                   | 20,00                          |

Рис. 2. Варианты конструкции оболочки обтекателя



### РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ

1. ВЫБОР ТИПА КОНСТРУКЦИЙ И МАТЕРИАЛОВ.
2. РАЗРАБОТКА ОПТИМАЛЬНОГО МЕТОДА ДОРАБОТКИ ИМЕЮЩИХСЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОПРАВОК ДО НУЖНОГО РАЗМЕРА.
3. РАЗРАБОТКА И ИЗГОТОВЛЕНИЕ КОМПЛЕКСА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ СТОРОК И СБОРКИ ВСЕГО ОБТЕКАТЕЛЯ.
4. СОЗДАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТЕКЛОСЛОЙНЫХ.
5. ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ И РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ЗАПОЛНЕНИЯ СОТ В МЕСТАХ УСИЛЕНИЯ.
6. ПРОВЕДЕНИЕ КОМПЛЕКСА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ РАБОТ НА МАКЕТАХ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРОЦЕССОВ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОБТЕКАТЕЛЕЙ.
7. ПРОВЕДЕНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛА ОБШИВОК ПРИ ОДНОСТОРОННЕМ НАГРЕВЕ И КОНСТРУКТИВНОЙ ПРОЧНОСТИ МЕСТ ЗАДЕЛКИ ФТИНГОВ, УЗЛОВ И ОБЩЕЙ ПРОЧНОСТИ ОБТЕКАТЕЛЯ.

Рис. 3. Головной обтекатель модулей станции «Мир» трехслойной стеклопластиковой конструкции

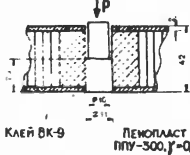
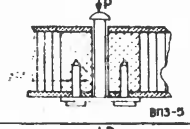
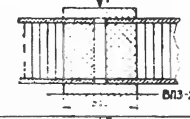
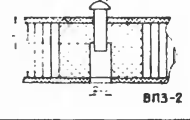
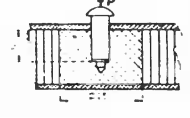
## НАХЛЕСТЫ И ЗАЗОРЫ В СЛОЯХ НАПОЛНИТЕЛЯ

И

| ОСНОВНАЯ СХЕМА ВЫКЛАДКИ |                                                  | ПРЕДЕЛ ПРОЧНОСТИ<br>кгс/мм <sup>2</sup> |
|-------------------------|--------------------------------------------------|-----------------------------------------|
| 1                       | ЗНАЧЕНИЯ по ГОСТ-92-0856-74<br>КОНТРОЛЬНАЯ ПЛИТА | 44,2-46,8<br>44,71-51,48<br>48,33       |
| 2                       | ВСТЫК в 3, 4, 5 СЛОЯХ                            | 47,22 - 47,46<br>47,37                  |
| 3                       | ВНАХЛЕСТ (до 10 мм) в 3, 4, 5 СЛОЯХ              | 47,9-50,3<br>49,16                      |
| 4                       | ЗАЗОР в 4 СЛОЯ                                   | 45,92-49,43<br>48,26                    |
| 5                       | ЗАЗОРЫ (до 10 мм) в 3, 4, 5 СЛОЯХ                | 49,1 - 50,0<br>49,49                    |
| 6                       | ЗАЗОРЫ (до 10 мм) в 3, 4, 5 СЛОЯХ                | 46,51-51,16<br>48,74                    |
| 7                       | ЗАЗОРЫ в 3, 5 СЛОЯХ                              | 40,59-44,12<br>42,04                    |
| 8                       | ЗАЗОРЫ в 2, 4, 6 СЛОЯХ                           | 27,94-36,83<br>32,86                    |

## КРЕПЕЖ В УСИЛЕНИИ СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ

II

|   |                                                                                   |                                                                                                                                                                                              |
|---|-----------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1 |  | РАЗРУШЕНИЕ СРЕДНЕЕ<br>УСИЛИЕ СРЕЗА ПО КЛЕЮ<br>$R_{ср} = 256 \text{ кгс} / 260, 264$<br>270, 230/                                                                                             |
| 2 |  | ОТРЫВ ГОЛОВКИ ВИНТОВ<br>КРЕПЛЕНИЯ ГАЙКИ/БОЛТ Бониф<br>$R_{ср} = 374 \text{ кгс} / 377, 375, 371$<br>ВЫРЫВ ВИНТОВ ИЗ МАТЕРИАЛА<br>$R_{ср} = 548 \text{ кгс} / 505, 520$<br>/БОЛТ Ø 8 мм/ 520/ |
| 3 |  | СЖ С ВПЗ-СР = 8,8 кгс/мм <sup>2</sup><br>СЖ БЕЗ ВПЗ-СР = 1,95 кгс/мм <sup>2</sup>                                                                                                            |
| 4 |  | ВИНТ „САМОРЕЗ“ Ø 5 В ОТ-<br>ВЕРСТИИ Ø 4,2 СРЕДНЯЯ<br>СИЛА СРЕЗА ПО ВПЗ<br>$R_{ср} = 418 \text{ кгс} / 480, 370, 400$<br>450, 360, 450/                                                       |
| 5 |  | СРЕЗ ПО ВПЗ-2 ВИНТА<br>Ø 6 БЕЗ КЛЕЯ $R_{ср} = 474 \text{ кгс}$<br>/565, 492, 360, 480/<br>С КЛЕЕМ $R_{ср} = 1202 \text{ кгс}$<br>/1200, 1390, 1190, 1030/                                    |

III

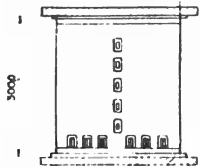
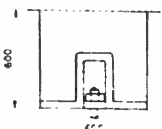
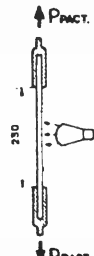
| ОТСЕКИ                                                                                                                                                              | ПАНЕЛИ                                                                                                                                                      | ОБРАЗЦЫ                                                                                                                                                                                                                          |      |      |      |     |     |     |                  |      |     |      |      |      |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|------|------|-----|-----|-----|------------------|------|-----|------|------|------|
| <div><p>↓ P<sub>сж</sub></p><p>Ø2300</p><p>3000</p><p>↑ P<sub>сж</sub></p></div> | <div><p>↑ P<sub>раст</sub></p><p>600</p><p>↓ P<sub>раст</sub></p></div>  | <div><p>↑ P<sub>раст</sub></p><p>230</p><p>ИЗЛУЧАТЕЛЬ<br/>ОДНОСТОРОННЕГО<br/>НАГРЕВА</p><p>ОБРАЗЕЦ</p><p>↓ P<sub>раст</sub></p></div>         |      |      |      |     |     |     |                  |      |     |      |      |      |
| <p>P<sub>сж</sub> СРЕДН. = 357 тс - при 20°С</p> <p>ЗАПАС ПРОЧНОСТИ η=1,1</p> <p>P<sub>сж</sub> СРЕДН. = 247 тс - при t=70°С</p> <p>ЗАПАС ПРОЧНОСТИ η=1,09</p>      | <p>P<sub>раст</sub> СР. = 20 тс - при 20°С</p> <p>ЗАПАС ПРОЧНОСТИ η=1,1</p> <p>P<sub>раст</sub> СР. = 11,5 тс - при 180°С</p> <p>ЗАПАС ПРОЧНОСТИ η=1,12</p> | <p>СНИЖЕНИЕ МОДУЛЯ УПРУГОСТИ</p> <table><tr><td>T°С</td><td>60</td><td>80</td><td>100</td><td>120</td><td>150</td></tr><tr><td>E/E<sub>0</sub></td><td>0,98</td><td>0,9</td><td>0,73</td><td>0,63</td><td>0,55</td></tr></table> | T°С  | 60   | 80   | 100 | 120 | 150 | E/E <sub>0</sub> | 0,98 | 0,9 | 0,73 | 0,63 | 0,55 |
| T°С                                                                                                                                                                 | 60                                                                                                                                                          | 80                                                                                                                                                                                                                               | 100  | 120  | 150  |     |     |     |                  |      |     |      |      |      |
| E/E <sub>0</sub>                                                                                                                                                    | 0,98                                                                                                                                                        | 0,9                                                                                                                                                                                                                              | 0,73 | 0,63 | 0,55 |     |     |     |                  |      |     |      |      |      |

Рис. 4. Экспериментальное исследование отсеков, панелей и образцов

| ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ  |                                      | СРЕДНЕЕ АРИФМЕТИЧЕСКОЕ ЗНАЧЕНИЕ |                | ПОКАЗАТЕЛИ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ |                |                                 |                |                             |                |
|-------------------------------------|--------------------------------------|---------------------------------|----------------|-----------------------------------------------------------|----------------|---------------------------------|----------------|-----------------------------|----------------|
|                                     |                                      |                                 |                | ТОЧНОСТЬ СРЕДНЕГО АРИФМЕТ. ПРЕДЕЛА                        |                | СРЕДНЕЕ КВАДРАТИЧНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ |                | ВАРИАЦИОННЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ, % |                |
|                                     |                                      | ВЕРХНЯЯ ОБШИВКА                 | НИЖНЯЯ ОБШИВКА | ВЕРХНЯЯ ОБШИВКА                                           | НИЖНЯЯ ОБШИВКА | ВЕРХНЯЯ ОБШИВКА                 | НИЖНЯЯ ОБШИВКА | ВЕРХНЯЯ ОБШИВКА             | НИЖНЯЯ ОБШИВКА |
| 1                                   | 2                                    | 3                               | 4              | 5                                                         | 6              | 7                               | 8              | 9                           | 10             |
| <b>ВЕРХНЯЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ</b> |                                      |                                 |                |                                                           |                |                                 |                |                             |                |
| 1                                   | $\delta^0$ , кгс/мм <sup>2</sup>     | 51,16                           | 55,24          | 4,20                                                      | 2,65           | 10,69                           | 5,28           | 20,89                       | 9,56           |
| 2                                   | $\delta^*$ , кгс/мм <sup>2</sup>     | 47,23                           | 48,4           | 4,14                                                      | 2,89           | 8,99                            | 6,28           | 19,04                       | 12,98          |
| 3                                   | $E^0$ , кгс/мм <sup>2</sup>          | 2744                            | 2696           | 166,1                                                     | 205,16         | 438,7                           | 541,8          | 15,99                       | 20,09          |
| 4                                   | $E^*$ , кгс/мм <sup>2</sup>          | 2526                            | 2616           | 144,6                                                     | 135,06         | 396,85                          | 336,9          | 15,71                       | 12,88          |
| 5                                   | $\rho$ , г/см <sup>3</sup>           | 1,603                           | 1,596          | 0,012                                                     | 0,015          | 0,232                           | 0,049          | 1,45                        | 3,11           |
| 6                                   | $\delta_{см}$ , кгс/мм <sup>2</sup>  | 21,4                            | 23,75          | 1,75                                                      | 2,142          | 4,37                            | 5,53           | 20,42                       | 23,28          |
| 7                                   | $\delta_{отр}$ , кгс/см <sup>2</sup> | 38,85                           |                | 9,86                                                      |                | 16,25                           |                | 41,83                       |                |
| 8                                   | $T_{сав}$ , кгс/см <sup>2</sup>      | 11,24                           |                | 1,974                                                     |                | 3,18                            |                | 28,29                       |                |
| <b>НИЖНЯЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ</b>  |                                      |                                 |                |                                                           |                |                                 |                |                             |                |
| 1                                   | $\delta^0$ , кгс/мм <sup>2</sup>     | 48,6                            | 51,32          | 5,42                                                      | 6,79           | 9,73                            | 12,18          | 20,02                       | 23,73          |
| 2                                   | $\delta^*$ , кгс/мм <sup>2</sup>     | 47,88                           | 49,69          | 4,25                                                      | 3,26           | 7,17                            | 5,97           | 14,97                       | 12,01          |
| 3                                   | $E^0$ , кгс/мм <sup>2</sup>          | 2800                            | 2948           | 176,8                                                     | 12,47          | 310,9                           | 311,0          | 11,10                       | 105,5          |
| 4                                   | $E^*$ , кгс/мм <sup>2</sup>          | 2600                            | 2628           | 185,4                                                     | 210,8          | 369,2                           | 419,9          | 13,87                       | 15,97          |
| 5                                   | $\rho$ , г/см <sup>3</sup>           | 1,6                             | 1,65           | 0,041                                                     | 0,019          | 0,065                           | 0,052          | 4,06                        | 3,15           |
| 6                                   | $\delta_{см}$ , кгс/мм <sup>2</sup>  | 19,55                           | 19,92          | 2,54                                                      | 2,73           | 5,93                            | 5,22           | 30,33                       | 27,16          |
| 7                                   | $\delta_{отр}$ , кгс/см <sup>2</sup> | 34                              |                | 16,47                                                     |                | 21,43                           |                | 63,03                       |                |
| 8                                   | $T_{сав}$ , кгс/см <sup>2</sup>      | 9,46                            |                | 1,642                                                     |                | 3,27                            |                | 34,57                       |                |

Рис. 5



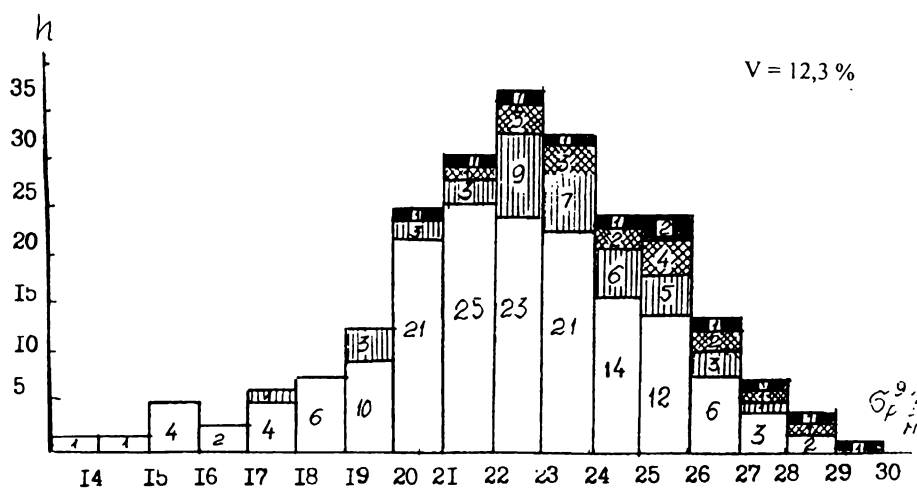
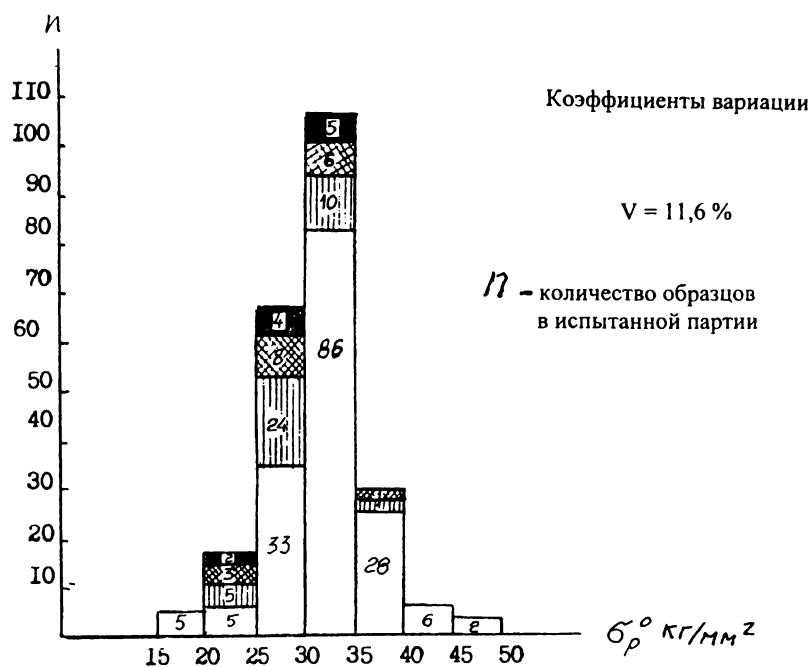


Рис. 6. Распределение показателей прочности на разрыв листов углепластика

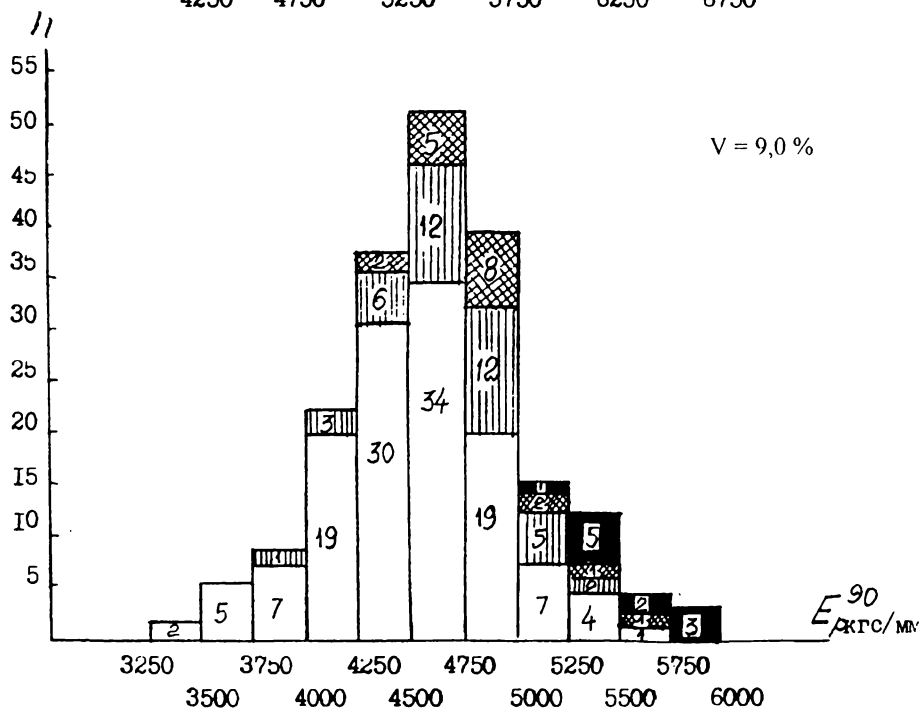
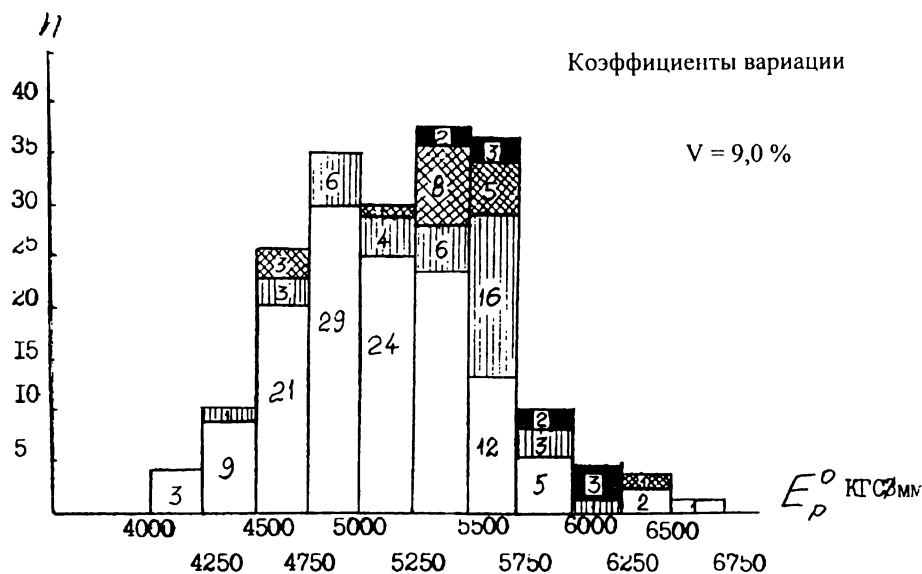


Рис. 7. Распределение показателей модуля упругости листов углепластика

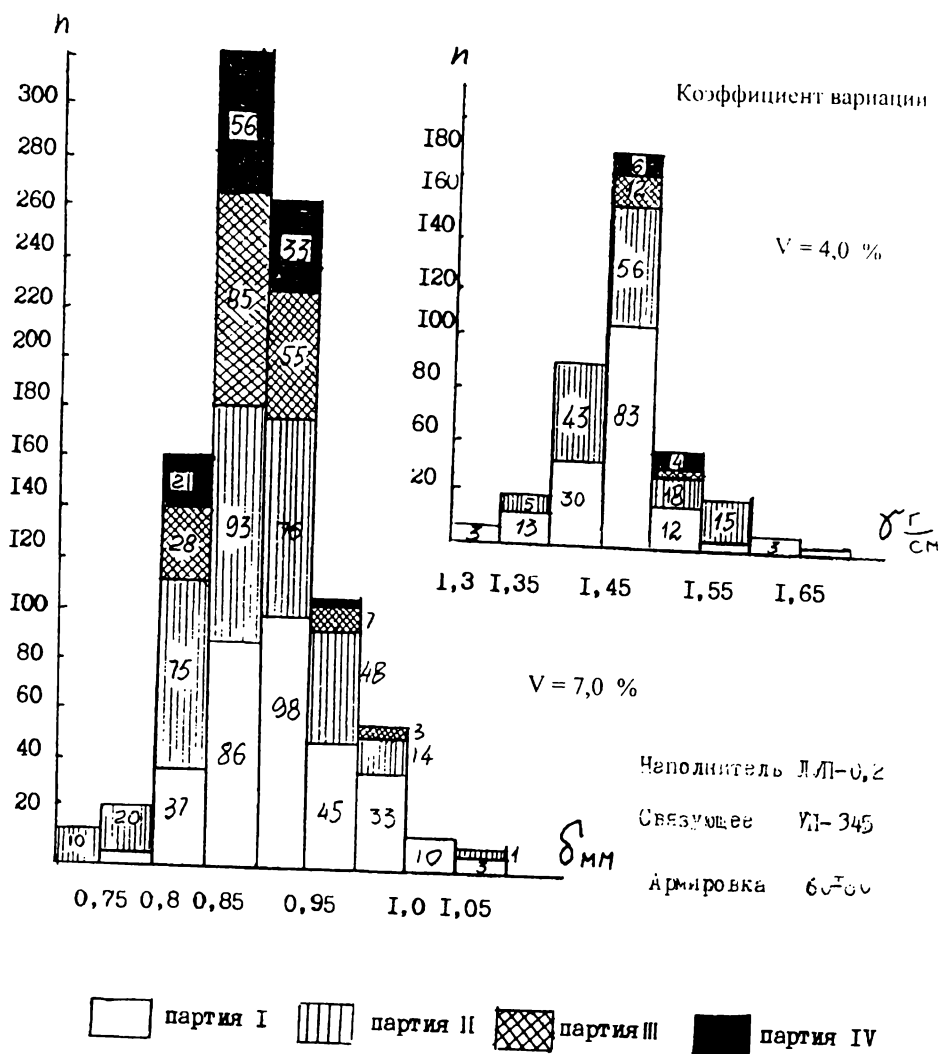
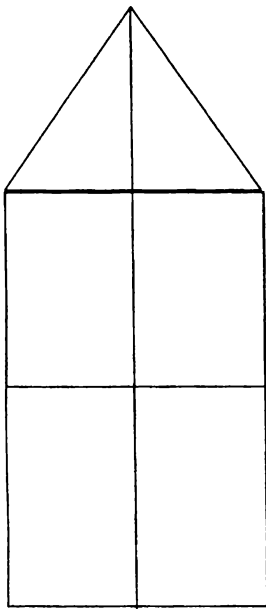
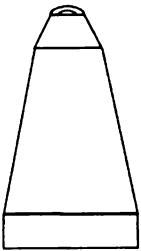
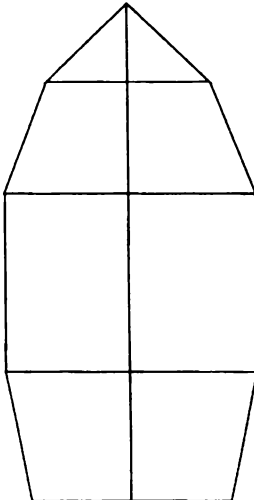


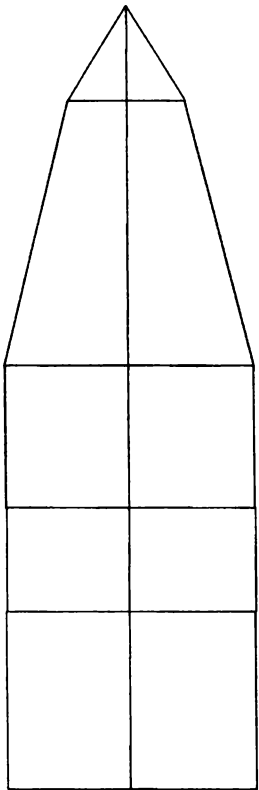
Рис. 8. Распределение показателей плотности и толщины листов углепластика

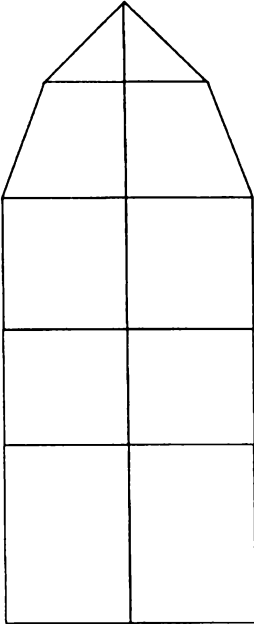
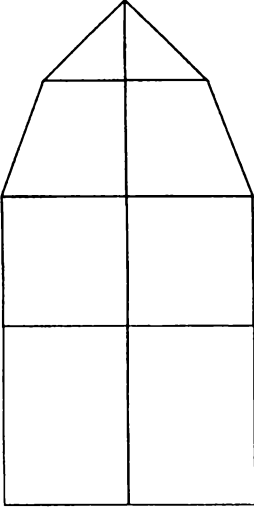
Таблица 2

**ГОЛОВНЫЕ ОБТЕКАТЕЛИ РАЗРАБОТКИ КБ «САЛЮТ»  
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.**

| ОБЩИЙ ВИД                                                                          | ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ                 |                                                                                                                                                                |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|   | <i>Индекс</i>                     | <b>77КЭ</b>                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | <b>Модуль «Квант»</b>                                                                                                                                          |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | <b>РН «Протон»</b>                                                                                                                                             |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | <b>Ø 2900, длина 1750</b>                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | <b>92</b>                                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | <b>РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева</b>                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | <b>Март 1987 г.</b>                                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | <b>1</b>                                                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | <b>Трехслойный конус с стеклопластиковыми обшивками и стеклопластиковым сотовым наполнителем</b>                                                               |
|  | <i>Индекс</i>                     | <b>77КС</b>                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | <b>КА «Полюс», модули «Квант 2», «Кристалл», «Спектр», «Природа», «Заря»</b>                                                                                   |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | <b>РН «Энергия»<br/>РН «Протон»</b>                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | <b>Ø 4350, длина 12650</b>                                                                                                                                     |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | <b>3300</b>                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | <b>РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева;<br/>ПО «Авангард»</b>                                                                                                         |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | <b>Май 1987 г.</b>                                                                                                                                             |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | <b>6</b>                                                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | <b>Трехслойная конструкция с стеклопластиковыми обшивками и стеклопластиковым сотовым наполнителем, состоящая из конического и двух цилиндрических отсеков</b> |

| ОБЩИЙ ВИД                                                                          | ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ                 |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|   | <i>Индекс</i>                     | 14С12                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Изделие «150»                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Рокот» (SS-19)                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø 2500, длина 3674                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 270                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | ОП КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | 1990 г.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | 3                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | Трехслойная конструкция с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |
|  | <i>Индекс</i>                     | 813БК                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Коммерческие и федеральные КА                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Протон»; РБ «ДМ»                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø 4350, длина 10000                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 2230                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева;<br>ПО «Авангард»                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | Апрель 1996 г.                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | 31                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | Трехслойная конструкция цилиндра и переднего конуса с стеклопластиковыми обшивками и стеклопластиковым сотовым наполнителем. Два других конуса с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем. Новые опоры узлов разворота, внутренние радиаторы системы термостатирования КА, механизмы дренажных окон, новые материалы внутренней теплоизоляции, радиопрозрачные окна |

| ОБЩИЙ ВИД                                                                          | ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ                 |                                                                                                                                                                                               |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|  | <i>Индекс</i>                     | 813БКА                                                                                                                                                                                        |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Коммерческие и федеральные КА                                                                                                                                                                 |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Протон-М», РБ «Бриз-М»                                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø4350, длина 15255                                                                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 2500                                                                                                                                                                                          |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ОНПП «Технология»                                                                                                                                               |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | Июнь 2004 г.                                                                                                                                                                                  |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | 6                                                                                                                                                                                             |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | Трехслойная конструкция с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем, соединение конусов выполнено склеиванием через накладки (отсутствует шпангоут и болтовые соединения) |

| ОБЩИЙ ВИД                                                                          | ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ                 |                                                                                                                                      |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|   | <i>Индекс</i>                     | 14С75                                                                                                                                |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Федеральные КА                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Протон-М», РБ «Бриз-М»                                                                                                           |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø4350, длина 13200                                                                                                                   |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 3020                                                                                                                                 |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ПО «Авангард, ОНПП «Технология»                                                                        |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | Июль 1999 г.                                                                                                                         |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | 5                                                                                                                                    |
|  | <i>Индекс</i>                     | 813БКБ                                                                                                                               |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Коммерческие и федеральные КА                                                                                                        |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Протон-М»; РБ «Бриз-М»                                                                                                           |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø 4350, длина 11600                                                                                                                  |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 2300                                                                                                                                 |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ОНПП «Технология»                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | Декабрь 2002 г.                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | 2                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | Трехслойная конструкция с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем. Внедрение пневмотолкателей в системе сброса |

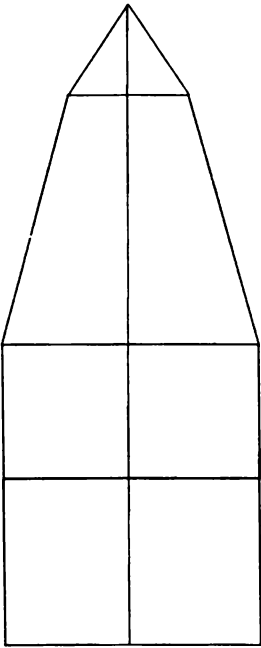
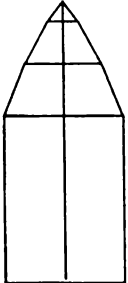
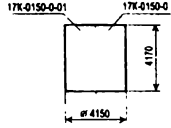
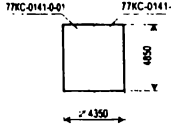
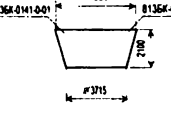
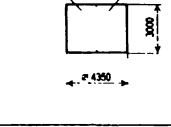
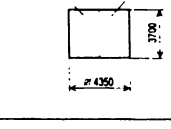
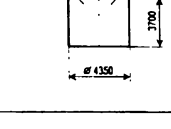
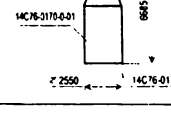
| ОБЩИЙ ВИД                                                                          | ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ                 |                                                                                                                                                                                               |
|------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|   | <i>Индекс</i>                     | 14С75.24                                                                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Коммерческие и федеральные КА                                                                                                                                                                 |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Протон-М», РБ «Бриз-М»                                                                                                                                                                    |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø4350, длина 13305                                                                                                                                                                            |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 2250                                                                                                                                                                                          |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ОНПП «Технология»                                                                                                                                               |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | Летных испытаний не было                                                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  |                                                                                                                                                                                               |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | Трехслойная конструкция с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем, соединение конусов выполнено склеиванием через накладки (отсутствует шпангоут и болтовые соединения) |
|  | <i>Индекс</i>                     | 14С76                                                                                                                                                                                         |
|                                                                                    | <i>Выводимый КА</i>               | Коммерческие и федеральные КА                                                                                                                                                                 |
|                                                                                    | <i>Средства выведение</i>         | РН «Рокот»; РБ «Бриз-КМ»                                                                                                                                                                      |
|                                                                                    | <i>Габариты (мм)</i>              | Ø 2500х2620, длина 6735                                                                                                                                                                       |
|                                                                                    | <i>Масса (кг)</i>                 | 540                                                                                                                                                                                           |
|                                                                                    | <i>Предприятия изготовители</i>   | РКЗ ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ОНПП «Технология»                                                                                                                                               |
|                                                                                    | <i>Начало эксплуатации</i>        | Май 2000 г.                                                                                                                                                                                   |
|                                                                                    | <i>Количество летных изделий</i>  | 6                                                                                                                                                                                             |
|                                                                                    | <i>Конструктивные особенности</i> | Трехслойная конструкция с углепластиковыми обшивками и алюминиевым сотовым наполнителем. Одна створка автоклавного формования зацело (отсутствие мех. стыков)                                 |



Таблица 3

**Массы 1 кв. м неоснащенных обечаек  
головных обтекателей**

| №<br>п/п | Изделие                            | Обозначение   | Рис.                                                                                | Масса<br>1 м <sup>2</sup> ,<br>кг | Марка<br>материала                                                                           |
|----------|------------------------------------|---------------|-------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------|
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | Толщина пакета,<br>толщина обшивки                                                           |
| 1        | 17К                                | 17К-0150-0    |    | 12,120                            | Д16, В95, АК6                                                                                |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $\delta_{\text{обшивки}} = 4 \text{ мм}$                                                     |
| 2        | 77КС                               | 77КС-0141-0   |    | 15,411                            | Стеклопластик<br>СКН-24                                                                      |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $h_{\text{пакета}} = 40 \text{ мм}$<br>$\delta_{\text{обшив.}} = 2 \text{ мм (8 слоев)}$     |
| 3        | 813БК                              | 813БК-0141-0  |    | 10,890                            | Углепластик<br>ЛУП-01А/ЭНФБ                                                                  |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $h_{\text{пакета}} = 40 \text{ мм}$<br>$\delta_{\text{обш.}} = 0,99 \text{ мм (9 слоев)}$    |
| 4        | «Бриз-М»                           | 14С75-0140-0  |   | 13,306                            | Углепластик<br>ЛУП-01А/ЭНФБ                                                                  |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $h_{\text{пакета}} = 40 \text{ мм}$<br>$\delta_{\text{обш.}} = 0,99 \text{ мм (9 слоев)}$    |
| 5        | «Бриз-М»                           | 813БКБ-0140-0 |  | 12,590                            | Углепластик<br>ЛУП-01А/ЭНФБ                                                                  |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $h_{\text{пакета}} = 40 \text{ мм}$<br>$\delta_{\text{обш.}} = 0,99 \text{ мм (9 слоев)}$    |
| 6        | «Бриз-М»<br>+<br>КА<br>«Астролинк» | 813БКА-0140-0 |  | 11,800                            | Углепластик<br>ЛУП-01А/ЭНФБ                                                                  |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $h_{\text{пакета}} = 40 \text{ мм}$<br>$\delta_{\text{обш.}} = 0,99 \text{ мм (9 слоев)}$    |
| 7        | «Рокот»                            | 14С76-0170-0  |  | 5,953                             | Углепластик<br>ЛУП-01А/ЭНФБ                                                                  |
|          |                                    |               |                                                                                     |                                   | $h_{\text{пакета}} = 19,76 \text{ мм}$<br>$\delta_{\text{обш.}} = 0,88 \text{ мм (8 слоев)}$ |

С выходом ГКНПЦ им. Хруничева на мировой рынок по предоставлению услуг на вывод коммерческих КА возникла задача создания собственных переходных систем (ПС) между КА и носителем.

В результате долгой и достаточно сложной конкурентной борьбы Центр Хруничева сумел доказать и добиться того, что, начиная с запуска КА «Телстар-5» на «Протоне», разработка и производство адаптеров типоразмера 1194 стали проводиться исключительно в Центре Хруничева. ПС типоразмера 1194 предназначены для адаптации КА использующих систему разделения 1194.

С тех пор специалистами КБ «Салют» и производством пройден довольно большой путь. Учитывая большой и сложный объем работы, в КБ «Салют» была создана специализированная конструкторская бригада по разработке и выпуску КД на адаптеры для запусков различных КА, которая по сегодняшний день успешно справляется со всеми заказами.

Производство успешно освоило выпуск адаптеров, отвечающих всем требованиям по точностям размеров, шероховатости и заданным покрытиям.

Адаптеры производства Центра Хруничева не только не уступают по качеству адаптерам зарубежного производства, но и превосходят их по массовым характеристикам. Адаптеры собственного производства значительно (в несколько раз) дешевле зарубежных.

Особенностью таких адаптеров является то, что стыковочный шпангоут ПС с КА выполняется по высокоточным размерам, с высоким классом шероховатости поверхностей и особым типом наносимого покрытия.

При запусках зарубежных КА на РБ «ДМ» с использованием системы разделения типоразмера 1194 был разработан цельнометаллический адаптер. (Рис.1)

Ранее известные конструкции обладают следующими недостатками :

А). Сварной вариант. Каркас адаптера выполнен из верхнего, нижнего и гладкой конической обечайки, соединенных между собой сварными швами, с последующей механической обработкой. Для такого соединения необходима оснастка, которая обеспечивает совмещение свариваемых кромок перед сваркой и в процессе нее, при этом неизбежно происходит их смещение, что приводит к потере конструктивной прочности. Масса конструкции возрастает за счет введения утолщений в зоне сварных швов для компенсации потери конструктивной прочности, а также дефектов возникающих при сварке.

Б). Панельно-клепаный вариант. Каркас адаптера состоит из верхнего, нижнего шпангоутов и конической обечайки, подкрепленной стрингерами, с последующей механической обработкой верхнего шпангоута. Данный процесс трудоемок и для него необходим сборочный стапель (оснастка). Обработку высокоточного стыковочного шпангоута необходимо производить после сборки. При обработке в сборе неизбежно попадание смазочно-охлаждающей жидкости (СОЖ) в зазоры между элементами конструкции ПС, что приводит к возникновению коррозии. Остатки СОЖ в элементах конструкции нарушают требования по чистоте и газовой выделению, предъявляемые к ПС заказчиком КА.

Цельнометаллический адаптер изготавливается из предварительно полученной методом ротационной вытяжки конической заготовки с последующей механической обработкой.

В результате данной технологии получается коническая обечайка с образованными верхним и нижним шпангоутами. Коническая оболочка при этом состоит из кольцевых поясов разных толщин, оптимизированных в соответствии с распределением полей напряжения.

Преимущества цельнометаллического адаптера:

- отсутствие сварных швов (т.е. концентраторов напряжений и мест с пониженной прочностью);
- отсутствие конструктивных несовершенств, что снижает массу каркаса ПС;
- отсутствие дорогостоящей оснастки (т.е. снижение материальных затрат и трудоемкости);
- снижение сроков изготовления, уменьшение количества технологических операций.

При создании цельнометаллического адаптера принимали участие:

От КБ «Салют» – Ю.О. Бахвалов, В.П. Молочев, В.М. Мамонов, А.А. Воробьев, Б.С. Смирнов, О.Н. Налиткин

От Воронежского механического завода (ВМЗ) – А.В. Бондарь, В.Н. Борисов, В.В. Миронов.

В КБ «Салют» также были проведены работы по адаптации ряда зарубежных КА к РБ «Бриз-М». Необходимо было создать конструкцию ПС минимально возможной массы, с небольшим циклом изготовления и при этом способной выводить широкий спектр КА.

В результате данных работ была создана «Базовая универсальная переходная система» (БУПС) в виде сетчатой оболочки вращения из углепластика. БУПС обладает высокой несущей способностью и охватывает практически весь спектр создаваемых в настоящее время КА с СР типоразмера 1194. Полный цикл ее изготовления составляет около 6 мес. Аналогов данному адаптеру не существует (рис. 2).

Сетчатые композитные конструкции, состоящие из системы спиральных и кольцевых ребер образованных методом непрерывной намотки, обладают высокой эффективностью и сопротивляемостью воздействию сжимающих нагрузок, хорошей технологичностью и высокой экономической эффективностью.

По сравнению с наиболее близкими по эффективности трехслойными конструкциями с несущими слоями из углепластика и легким наполнителем сетчатые конструкции обладают:

- значительно большей надежностью;
- на 50–70% большей удельной несущей способностью;
- в 2–3 раза большей удельной жесткостью.

БУПС обладает следующими характеристиками:

верхний диаметр – 1215 мм;

нижний диаметр – 2490 мм;

высота – 1000 мм;

фактическая эквивалентная осевая сжимающая сила – 2,1 МН;

эффективная осевая жесткость – 440 КН/мм.

Масса адаптера с учетом стыковочного высокоточного шпангоута составляет 75 кг, с массой сетки – 53 кг.

Для сетчатых конструкций наибольшее значение имеют модуль упругости, предел прочности при сжатии и стоимость материала. По сочетанию этих характеристик в конструкции БУПС был применен материал на основе волокон AS4(США) и матрицы ЭХД-МД (Россия).

Для изготовления БУПС было привлечено смежное предприятие ОАО ЦНИИСМ.

На конструкцию БУПС оформлен патент на изобретение РФ №2148496 от 19 июня 1999 г.

БУПС прошел все комплексные испытания статику, динамику, разделение и ускоренные климатические испытания, а также определены характеристики материала по газовыделению, предъявляемые к ПС заказчиком КА. С использованием БУПС были успешно запущены следующие коммерческие КА «W3A», «Интелсат-10», «Амазонас», «АМС-15», «АМС-12», «Нимик-2», «Директв-8», «АМС-9».

При создании БУПС принимали участие:

от ЦНИИСМ – А.И. Андронов, В.В. Васильев, А.Ф. Разин;

от КБ «Салют» – А.К. Недайвода, С.А. Петроковский, А.Л. Грудзин, В.П. Молочев, А.Г. Бахтин, В.М. Мамонов, О.Н. Налиткин

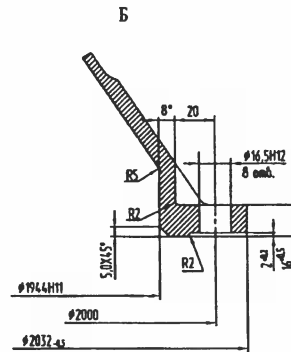
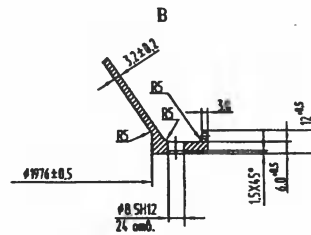
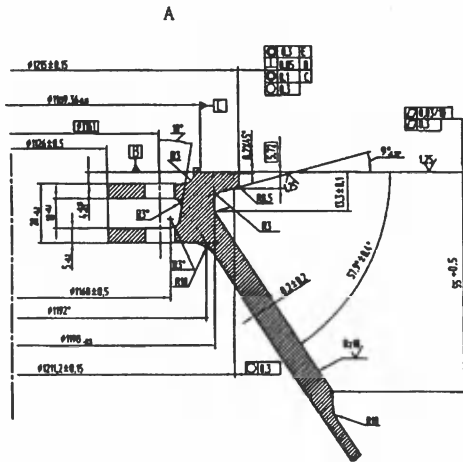
Technical drawing of a trapezoidal structure, likely a mold or frame, showing dimensions and assembly details.

Dimensions:

- Top width:  $\phi 1215 \pm 0.5$
- Bottom width:  $\phi 2032 \pm 0.5$
- Height:  $1875 \pm 0.5$

Labels and Features:

- Стыковочный шпангоут ПС** (Joint rib PS)
- Каркас** (Frame)
- Section line **I-I**
- Detail view **A**
- Scale bar:  $0.2$



439

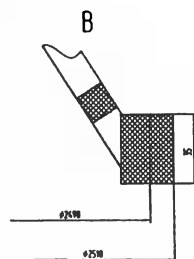
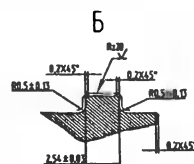
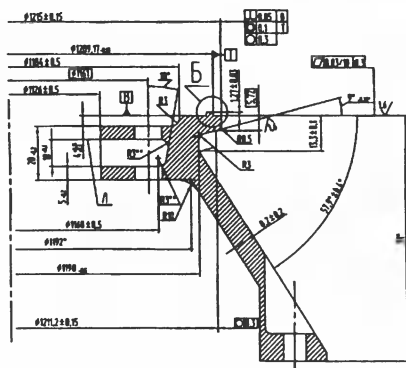
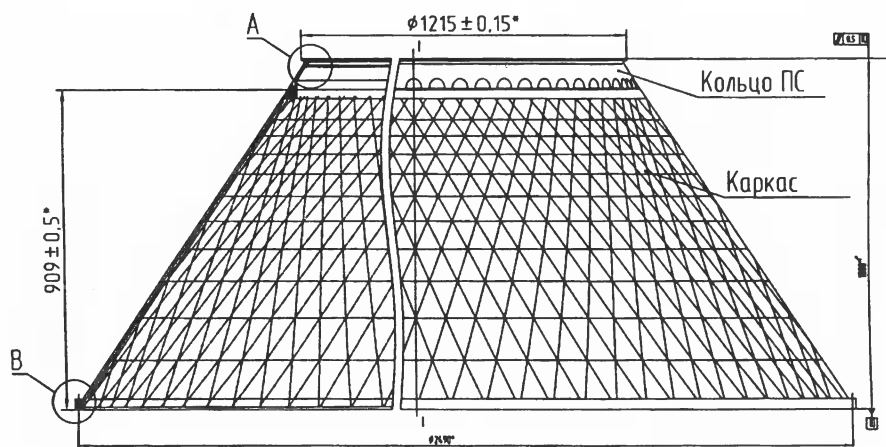


Рис. 2

## Эргономические исследования в невесомости

*Д.т.н. Кулага Е.С., к.т.н. Герасимов Н.М.*

Разработка в КБ «Салют» первого поколения орбитальных станций серии «Салют» потребовала решения многих технических задач, связанных с созданием их конструкций. Присутствие на борту экипажей вызвало необходимость решения ряда новых специфических задач.

В первую очередь необходимо было разработать системы и необходимые мероприятия по обеспечению жизнедеятельности экипажа. Сюда входит система поддержания необходимого газового состава, влажно-температурного режима, питания и отправления естественных надобностей, а также отдыха и необходимых физических тренировок. Одновременно к этому тесно примыкает задача обеспечения благоприятных условий длительного обитания экипажей внутри станции. Сюда входят средства приема пищи, обеспечение передвижения и фиксации членов экипажа, оборудование рабочих мест и всего интерьера станции.

По решению первой задачи был уже накоплен определенный практический материал при создании и эксплуатации кораблей «Восток» и «Союз». По второй задаче все приходилось делать впервые. При этом дело осложнялось тем, что если по первой задаче все требования определялись довольно известной физиологией человека, то во второй задаче все определялось вкусовыми качествами тех, кто проектировал и тех, кто собирался летать на этих станциях. Так что в начале работ существовал довольно обширный разноречивый подход и способами обеспечения долговременной обитаемости в разрабатываемых станциях.

Первый опыт создания рабочего кресла у оператора на посту № 1 оказался весьма неудачным. В силу чего космонавты эти кресла сняли и утопили с отходящим грузовиком и только после этого они смогли более менее удовлетворительно работать на этом рабочем месте. Этот случай показал, что для проектирования рабочих мест и средств фиксации необходимо провести соответствующие эргономические исследования в невесомости.

Проведение таких исследований осуществлялось в летающей лаборатории невесомости на основании разработанной в КБ «Салют» программы по определению развиваемых оператором статических и динамических усилий, а также способов передвижения и фиксации различными средствами. Кроме того было необходимо изучить взаимодействие оператора с ручками управления различной формы. Для проведения этих исследований были разработаны необходимые стенды, показанные на рис. 1 и 2, оснащенные соответствующим оборудованием и средствами замера и фиксации развиваемых усилий операторами.

Данная проблематика вызвала определенный интерес у командования ВВС и во исполнение приказа Главнокомандующего ВВС за № 0307 от 17.12.73 г. была открыта тематическая карточка НИР за №217311/1. Испытания проводились в Звездном городке в летающей лаборатории невесомости Ту-104А силами Центра подготовки космонавтов. Всего было осуществлено 23 полета с воспроизведением 115 режимов невесомости, длительностью 22–25 секунд каждый. В испытаниях принимали участие 8–10 операторов в каждом полете, с участием второго автора данной статьи после прохождения им соответствующей медицинской комиссии.

Измерение усилий операторов производилось серийной тензометрической аппаратурой, состоящей из датчиков ЛК-143, ЛХ-144 и преобразователя ЛХ-5515. Регистрация измерений производилась двенадцатиканальным магнитоэлектрическим осциллографом К12-22. Точность измерений составила порядка 5%. Процесс динамических испытаний фиксировался двумя киноаппаратами «Конвас» с частотой 24 и 36 кадров в секунду. Результаты испытаний оформлены актом № 3/217311/1.

Средние значения замеренных усилий операторов при различном их положении приведены в таблицах 1 – 4. Там же указываются средние квадратичные отклонения для каждого из показателей. При расположении ручки над головой оператора усилия, развиваемые им в невесомости, существенно ниже чем на земле (табл. 1) При расположении ручки перед оператором усилия в невесомости несколько меньше, чем на земле. Во всех других положениях существенного различия в развиваемых усилиях на земле и в невесомости не отмечено.

Интересные данные получены при определении крутящих моментов, развиваемых операторами при вращении ручек различной конфигурации. При вращении ручек типа 1 и 2 моменты, развиваемые в невесомости, существенно выше, чем на земле. Для ручки 3 такой разницы не отмечено, но зафиксировано существенно большая величина развиваемого момента по сравнению с ручками 1 и 2. На эти показатели существенное влияние оказали формы ручек.

Изучение динамических усилий развиваемых операторами при отталкивании от опоры, показало, что они зависят от характера отталкивания и находятся в пределах 70–120 кг при толчке ногами и 50–80 кг при толчке руками. Усилие соударения оператора с панелью интерьера в 1,5–2 раза больше усилия толчка. Приложение усилий характеризуется кратковременностью в пределах 0,1–0,5 секунд.

При этих экспериментах отмечено, что при соударении с преградой наблюдается двойное возрастание усилия, развиваемого во времени. Отмечается как бы повторное упругое взаимодействие руки или ноги с преградой. Причем при полете к преграде ногами, когда оператор не видит ее, это явление повторного взаимодействия с преградой более выражено при соударении ногами, что видно из типового графика этих процессов, представленного на рис. 3.

Проведенное испытание способа передвижения и фиксации с помощью разработанной магнитной обуви полностью себя не оправдало. Наиболее удовлетворительно показали себя для фиксации ног обычные лямки лыжного типа с регулируемым по длине ремнем, а для фиксации предметов у рабочих мест наиболее удобными оказались резиновые ленточные прижимы.

Физиологическая природа обнаруженных явлений не изучалась и она может представить интерес для определенного круга специалистов. Полученные данные использовались в различных нормативных документах, а также при последующих конструкторских разработках в КБ «Салют» средств фиксации, оборудования рабочих мест и интерьера станций. В РКК «Энергия» спустя десять лет были проведены под руководством О. Цыганкова аналогичные исследования при работе операторов в невесомости, но уже в скафандрах.



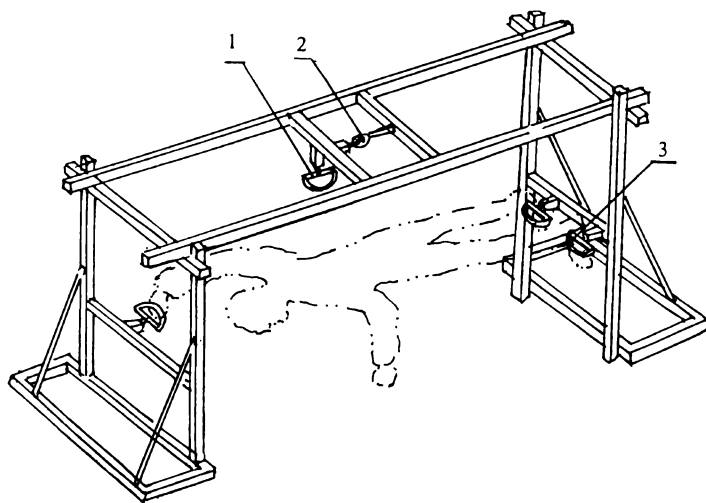


Рис. 1. Стенд измерения статических усилий:

1 – рукоятка; 2 – датчик измерения усилий; 3 – лямки крепления ног

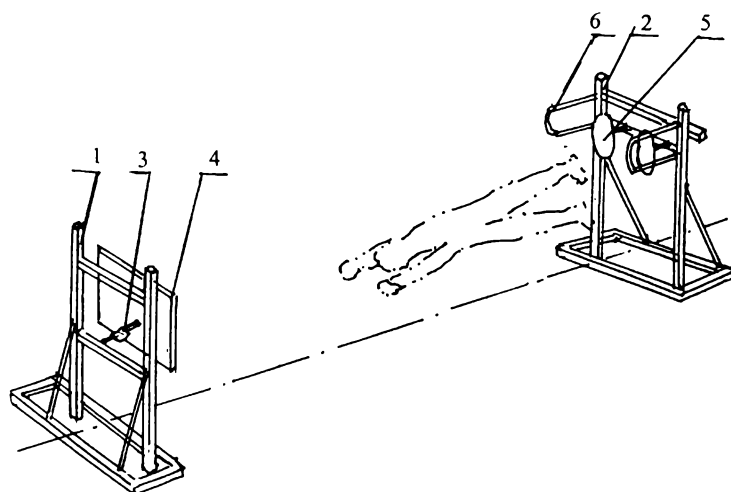


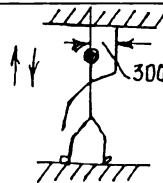
Рис. 2. Стенд измерения динамических усилий:

1 – упорный стенд; 2 – стенд для отталкивания; 3 – датчик измерения усилий;  
4 – панель интерьера; 5 – опора для ног; 6 – поручень предварительной фиксации оператора

Таблица 1

**Усилия, прикладываемые к вертикальной рукоятке**

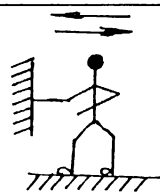
| Рукоятка не смещена относительно оси симметрии, кг |        |             |        |                    |        |             |        |  |
|----------------------------------------------------|--------|-------------|--------|--------------------|--------|-------------|--------|------------------------------------------------------------------------------------|
| Стоя на одной ноге                                 |        |             |        | Стоя на двух ногах |        |             |        |                                                                                    |
| Правой рукой                                       |        | Левой рукой |        | Правой рукой       |        | Левой рукой |        |                                                                                    |
| от себя                                            | к себе | от себя     | к себе | от себя            | к себе | от себя     | к себе |                                                                                    |
| 26                                                 | 46     | 31          | 47     | 53                 | 45т    | 42          | 40     |                                                                                    |
| 14                                                 | 12     | 16          | 11     | 30                 | 8      | 23          | 30     |                                                                                    |
| 43                                                 | 70     | 49          | 60     | 49                 | 70     | 53          | 72     |                                                                                    |
| 6                                                  | 7      | 11          | 5      | 7                  | 4      | 13          | 10     |                                                                                    |
|                                                    |        |             |        |                    |        |             |        | Среднее значение<br>в невесомости<br>СКО<br><br>Тоже на земле<br>СКО               |

| Рукоятка смещена относительно оси симметрии, кг |        |             |        |                    |        |             |        |  |
|-------------------------------------------------|--------|-------------|--------|--------------------|--------|-------------|--------|------------------------------------------------------------------------------------|
| Стоя на одной                                   |        |             |        | Стоя на двух ногах |        |             |        |                                                                                    |
| Правой рукой                                    |        | Левой рукой |        | Правой рукой       |        | Левой рукой |        |                                                                                    |
| от себя                                         | к себе | от себя     | к себе | от себя            | к себе | от себя     | к себе |                                                                                    |
| 42                                              | 40     | 43          | 40     | 58                 | 46     | 54          | 44     |                                                                                    |
| 7                                               | 5      | 11          | 3      | 9                  | 4      | 16          | 5      |                                                                                    |
| 47                                              | 64     | 44          | 63     | 43                 | 62     | 46          | 72     |                                                                                    |
| 5                                               | 8      | 12          | 6      | 10                 | 5      | 11          | 12     |                                                                                    |
|                                                 |        |             |        |                    |        |             |        | Среднее значение<br>в невесомости<br>СКО<br><br>Тоже на земле<br>СКО               |

СКО – среднее квадратичное отклонение

Таблица 2

**Усилия, прикладываемые к горизонтальной рукоятке**

| Усилие, прикладываемое к рукоятке одной рукой,<br>ступни ног параллельны, кг |         |             |         |              |         |  |
|------------------------------------------------------------------------------|---------|-------------|---------|--------------|---------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| Правой рукой                                                                 |         | Левой рукой |         | Двумя руками |         |                                                                                     |
| к себе                                                                       | от себя | к себе      | от себя | к себе       | от себя |                                                                                     |
| 22                                                                           | 12      | 21          | 13      | 18           | 17      |                                                                                     |
| 14                                                                           | 5       | 11          | 5       | 11           | 4       | Среднее усилие<br>в невесомости СКО<br>Тоже на земле<br>СКО                         |
| 22                                                                           | 22      | 22          | 22      | 23           | 27      |                                                                                     |
| 3                                                                            | 5       | 4           | 3       | 4            | 7       |                                                                                     |

|                                                                                             |                       |                                                                                      |
|---------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Усилие, прикладываемое к рукоятке двумя руками,<br>левая нога вынесена вперед на 180 см, кг |                       |  |
| В направлении к себе                                                                        | В направлении от себя |                                                                                      |
| 17<br>6<br>23<br>4                                                                          | 24<br>4<br>23<br>5    |                                                                                      |
|                                                                                             |                       | Среднее значение<br>в невесомости СКО<br>Тоже на земле<br>СКО                        |

Продолжение табл. 2

| Усилие прикладываемое к рукоятке, расположенной<br>сбоку, ноги параллельны, кг |         |             |         |  |                                          |
|--------------------------------------------------------------------------------|---------|-------------|---------|------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------|
| Правой рукой                                                                   |         | Левой рукой |         |                                                                                    |                                          |
| К себе                                                                         | От себя | К себе      | От себя |                                                                                    | Среднее значение<br>в невесомости<br>СКО |
| 12                                                                             | 11      | 10          | 12      |                                                                                    |                                          |
| 3                                                                              | 4       | 6           | 6       |                                                                                    |                                          |

Таблица 3

## Становая сила и сила мышц ног

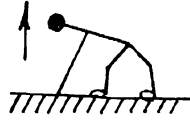
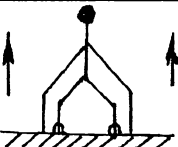
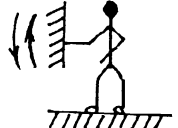
| Становая сила, кг |  | Сила мышц ног, кг |  |
|-------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|-------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| 112               |                                                                                   | 119               | Среднее значение<br>в невесомости СКО<br>То же на земле<br>СКО                     |
| 14                |                                                                                   | 11                |                                                                                    |
| 110               |                                                                                   | 115               |                                                                                    |
| 8                 |                                                                                   | 15                |                                                                                    |

Таблица 4

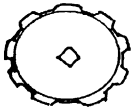
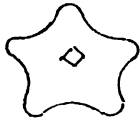
## Вращение рукояток

|                                                                                                                     |      |       |      |                |      |       |      |                |      |       |      |                                                                                      |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|-------|------|----------------|------|-------|------|----------------|------|-------|------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Крутящий момент, прикладываемый одной рукой к рукоятке, расположенной перед испытуемым, ступни ног параллельны, кгм |      |       |      |                |      |       |      |                |      |       |      |  |
| Рукоятка тип 1                                                                                                      |      |       |      | Рукоятка тип 2 |      |       |      | Рукоятка тип 3 |      |       |      |                                                                                      |
| Правой                                                                                                              |      | Левой |      | Правой         |      | Левой |      | Правой         |      | Левой |      |                                                                                      |
| 1                                                                                                                   | 2    | 1     | 2    | 1              | 2    | 1     | 2    | 1              | 2    | 1     | 2    |                                                                                      |
| 0,67                                                                                                                | 0,48 | 0,8   | 0,61 | 0,69           | 0,51 | 0,8   | 0,56 | 0,91           | 0,91 | 0,89  | 0,93 | Среднее значение в невесомости СКО                                                   |
| 0,28                                                                                                                | 0,20 | 0,32  | 0,27 | 0,18           | 0,26 | 0,2   | 0,19 | 0,3            | 0,24 | 0,23  | 0,24 |                                                                                      |
| 0,37                                                                                                                | 0,34 | 0,44  | 0,3  | 0,46           | 0,34 | 0,39  | 0,25 | 1,06           | 0,81 | 1,0   | 0,7  | Среднее значение на земле СКО                                                        |
| 0,11                                                                                                                | 0,06 | 0,02  | 0,05 | 0,14           | 0,06 | 0,17  | 0,04 | 0,13           | 0,02 | 0,09  | 0,13 |                                                                                      |

1 – По часовой стрелке

2 – Против часовой стрелки

# Типы используемых рукояток

| Тип 1                                                                             | Тип 2                                                                             | Тип 3                                                                             |
|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|
|  |  |  |

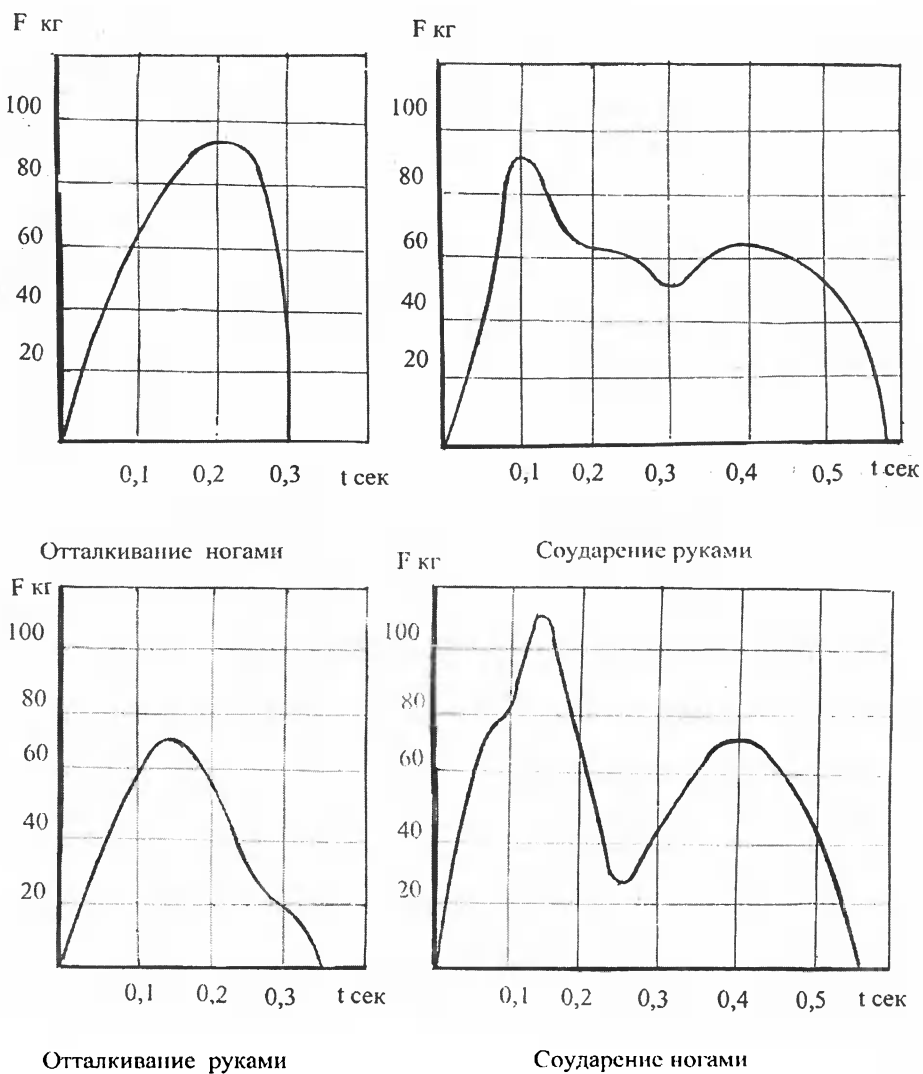


Рис. 3. Типовые диаграммы усилий при динамических испытаниях

## Конструкция корпуса разгонного блока «БРИЗ-М»

*Д.т.н. Кулага Е.С.*

На РН «Протон» в течении многих лет использовался разгонный блок «ДМ», разработанный в свое время РКК «Энергия», для решения задач по исследованию Луны. Этот РБ иногда приносил неприятности. Но основной его недостаток состоял в большой длине в силу не достаточно плотной компоновки. С появлением все новых космических аппаратов это начало сдерживать объем использования РН «Протон». В силу этого в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева был создан свой разгонный блок, разработанный в КБ «Салют».

Схема этого разгонного блока приведена на рис.1. (1). Принципиальное его отличие состоит в использовании соосного расположения ступеней, а также работы одного и того же двигателя в составе первой и второй ступени. Вторая ступень расположена внутри первой ступени, выполненной торовой конструкции. Двигатель устанавливается на второй ступени, которая закачивается приборным отсеком. Топливные баки ступеней сообщены топливными магистралями, обеспечивающими работу двигателя в каждой из ступеней. На нижней части внешней оболочки торового блока баков имеются стыковочные узлы для крепления РБ к носителю. На верхней части внутренней оболочки этого блока имеются узлы крепления второй ступени к первой ступени. Полезный груз крепится на второй ступени через переходной шпангоут приборного отсека.

Принятое компоновочное решение существенно повысило плотность компоновки РБ и значительно уменьшило его длину. Столь оригинальное проектное решение общей схемы РБ вызвало необходимость разработки принципиально новых технических решений при разработке конструкции его корпуса.

Основной задачей являлся поиск наиболее оптимального схемного решения передачи усилий от полезного груза, крепящегося в районе внутренней оболочки первой ступени, на носитель через узлы крепления, расположенные на внешней оболочке первой ступени. Конструктивное решение было найдено путем установки конической негерметичной оболочки внутри верхнего бака, показанное на рис. 2. (2). Усилия от полезного груза передавались через эту коническую оболочку непосредственно на внешнюю оболочку первой ступени и далее по ней к носителю. Разработанное конструктивное решение этой силовой схемы существенно облегчило всю конструкцию РБ.

Принятие описанной силовой схемы повлекло за собой разработку оригинальной конструкции верхнего шпангоута приборного отсека. На нем происходило одновременное крепление и соответственно разделение сверху полезного груза, а снизу первой ступени. Схема приборного отсека с указанным шпангоутом приведена на рис. 3. (3) Шпангоут имеет четыре полки. К внутренней части нижней горизонтальной полки крепится рама приборного отсека. К нижней вертикальной полке крепится силовая оболочка приборного отсека, к которой внизу жестко крепится вторая ступень. К внешней нижней горизонтальной полке шпангоута крепится через замки первая ступень, а к верхней внешней горизонтальной полке также через замки крепится полезный груз. Таким образом,

данный шпангоут замкнул на себе жесткое крепление приборного отсека с присоединенной к нему второй ступенью и крепление через замки разделения вверх полезного груза, а внизу первой ступени. Такое схемное решение во многом предопределило достаточно простое конструктивное оформление шпангоута с минимальной его массой.

Для крепления первой ступени снизу к носителю иверху к шпангоуту приборного отсека блок баков имеетверху на внутренней стенке и внизу на внешней стенке цилиндрические стыковочные оболочки. Они являются естественным продолжением соответственно внутренней и внешней стенки блока баков. Они обе выполнены однотипно, и верхняя оболочка показана на рис. 4. (4). В силу того, что РБ работает в безвоздушном пространстве, это позволило замки расположить не в карманах, где они располагаются с эксцентриситетом по отношению к оболочке, а непосредственно по оси плоскости оболочки, что значительно снизило нагрузки в этом месте. Для этого пришлось в оболочке прорезать окна для установки в них замков, а по краям усилить их ребрами.

Все отмеченные конструктивные решения признаны как изобретения, и на них ГКНПЦ им. М.В. Хруничева получил патенты, перечень которых приводится ниже.

1. Разгонный блок. Патент РФ № 2156723 от 27.09.2000 г. на изобретение ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Авторы: Киселев А.И., Медведев А.А., Недайвода А.К., Карраск В.К., Востриков И.М., Давыдов О.И., Дермичев Г.Д., Кулага Е.С., Петроковский С.А., Радуги И.С., Мотовилова Н.В.

2. Торовый бак. Патент РФ на изобретение № 2156722 от 27.09.2000 г. ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Авторы: Кулага Е.С., Востриков И.М., Петроковский С.А., Севальнев А.В.

3. Корпус приборного отсека. Патент РФ № 2159202 от 20.11.2000 г. на изобретение ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Авторы: Востриков И.М., Кулага Е.С., Молочев В.П., Рабинович С.Я., Садчиков В.Н., Абрамов А.А.

4. Узел соединения ступеней разгонного блока. Патент РФ № 2179942 от 27.02.2002 г. на изобретение ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Авторы: Востриков И.М., Оленин И.Г., Кулага Е.С.

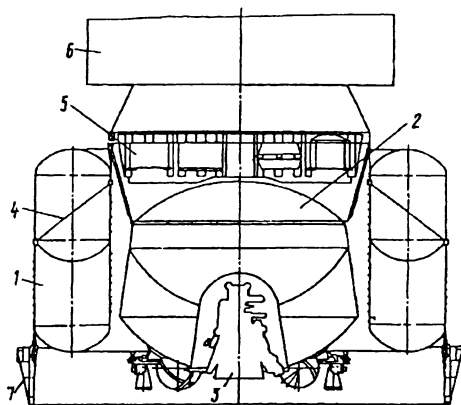


Рис. 1. Конструктивная схема разгонного блока «Бриз-М2:

- 1 – блок баков первой ступени;
- 2 – блок баков второй ступени;
- 3 – маршевый двигатель;
- 4 – силовая коническая перегородка;
- 5 – приборный отсек; 6 – полезный груз;
- 7 – стыковочные узлы с носителем

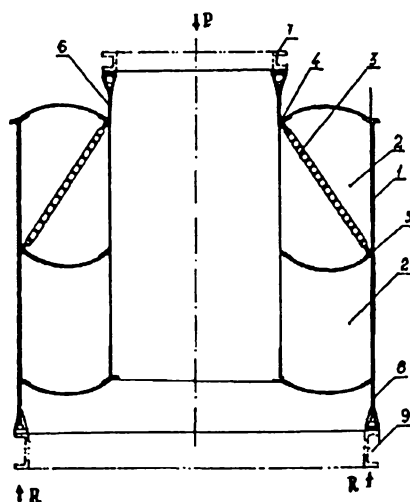


Рис. 2. Блок баков первой ступени:

- 1 – торовый блок баков; 2 – герметичные топливные баки;  
 3 – силовая коническая перегородка; 4 – внутренний шпангоут верхнего бака;  
 5 – промежуточное днище; 6 – верхний стыковочный узел; 7 – полезный груз;  
 8 – нижний стыковочный узел; 9 – ракета-носитель

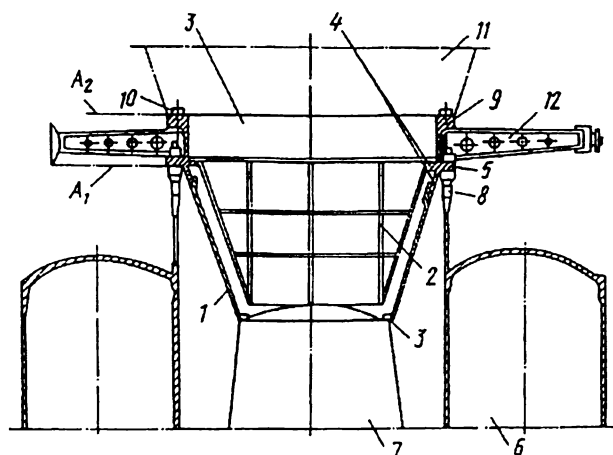


Рис. 3. Корпус приборного отсека:

- 1 – силовая коническая оболочка; 2 – приборная рама;  
 3 – стыковочный шпангоут; 4 – полка стыковки;  
 5 – плоскость A1 стыковки с первой ступенью; 6 – первая ступень;  
 7 – топливный бак второй ступени; 8 – замок стыковки первой ступени;  
 9 – верхняя полка стыковки по плоскости A2 с полезным грузом;  
 10 – замок стыковки с полезным грузом; 11 – полезный груз

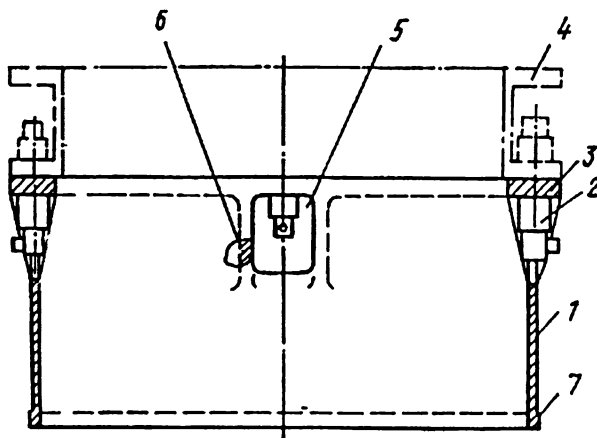


Рис. 4. Узел стыковки разгонного блока с полезным грузом и ракетой-носителем:

1 – цилиндрическая стыковочная оболочка; 2 – замки; 3 – стыковочный фланец;  
4 – полезный груз; 5 – окно для замка; 6 – усиливающие ребра; 7 – усилие под сварку

## О методологии определения трещиностойкости сложных конструкций

*Д.т.н. Кулага Е.С.*

Отечественная космонавтика вступила на путь тесных и всесторонних контактов со странами дальнего зарубежья и в первую очередь с США. Эти отношения, будучи вынужденными, вместе с тем являются весьма прогрессивными и далеко идущими в плане развития международного сотрудничества.

Государственный космический научно-производственный центр (ГКНПЦ) им. М.В. Хруничева разработал и изготовил для Национального управления по аэронавтике и космическим исследованиям (НАСА) по техническим заданиям фирм США функционально-грузовой блок (ФГБ) орбитальной Международной космической станции (МКС), а для Российского космического агентства по техническому заданию ракетно-космической корпорации «Энергия» им. С. П. Королева — сервисный модуль «Мир-2». Этот ФГБ является первым структурно-образующим блоком всей МКС, а «Мир-2» — частью ее российского сегмента.

При согласовании с разработчиком технического задания на ФГБ американская сторона выдвинула вначале пожелание о том, чтобы его проектирование велось на основе американской методологической и нормативной базы. Это было не во всем приемлемо для российской стороны, поскольку у нас сложилась своя, отечественная, научно-техническая школа, и в частности, в области ракетно-космической техники.

В течение нескольких месяцев шло активное взаимное ознакомление, рассмотрение методических подходов ко многим вопросам, согласование практической деятельности научно-методических школ двух великих держав в одной из сложнейших областей, каковой является космонавтика. Результаты этой работы



и опыт каждой из сторон были взаимно достаточно высоко оценены, и российская сторона выглядела весьма достойно. Обобщение и анализ такой работы еще предстоит сделать.

Приведем краткое техническое содержание проходившей с участием автора дискуссии по вопросу выбора подхода к оценке трещиностойкости сложной конструкции и его использования в практических целях.

Американский подход к решению данной задачи, отраженный в программе НАСА/Флат РО 2.0 расчета трещиностойкости, состоит в том, что аналитически согласно эмпирическому уравнению определяет скорость роста трещины и на этом основании — срок службы изделия:

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(1-f)^n \Delta K^n (1 - D'K_{th} / D'K)^p}{(1-R)^n [1 - \Delta K / (1-R)K_c]^q},$$

где  $N$  — число циклов действия усталостной нагрузки на исследуемую конструкцию;  $a$  — длина трещины;  $R$  — соотношение напряжений;  $D'K$  — текущее значение коэффициента интенсивности напряжений в конструкции;  $c$ ,  $n$ ,  $p$ ,  $q$  — эмпирические константы;  $f$  — функция раскрытия трещины;  $th$  — индекс, указывающий пороговое значение коэффициента интенсивности напряжений;  $K_c$  — критическое значение коэффициента интенсивности напряжений.

Коэффициент интенсивности напряжений выбирается с учетом определенной формы узла и места его расположения в детали, причем в упомянутую программу включены аналитические и экспериментальные параметры, отвечающие более чем двум десяткам различных типизированных форм трещин и деталей.

Первоначальные размеры трещины, скорость роста которой рассчитывается, принимаются равными по величине размерам трещин, не определяемых неразрушающими методами контроля (ультразвуковым, магнитоскопическим, рентгеновским и другими), что составляет от нескольких миллиметров до десятых долей миллиметра (при рентгеноконтроле).

Из сказанного вытекает то, что согласно данному подходу однозначно предполагается наличие заранее в материале трещин размерами, не обнаруживаемыми технологическим контролем при его производстве. Для определения долговечности всего изделия в этом случае необходимо тщательно проанализировать все его элементы, систематизировать их согласно предложенной типизации трещин, установить первоначальные размеры трещин и место их залегания, и отсюда рассчитывать скорость роста каждой из них. Такой метод используется отечественными и рядом зарубежных специалистов для сравнительной оценки того или иного конструктивно-технологического состояния какого-либо конкретного узла или детали [2, 3], а не определения долговечности всего изделия.

Как бы тщательно ни проводились оценки конструктивно-напряженного состояния конструкции, в ходе аналитического анализа невозможно учесть все многообразие конструктивных форм реального изделия и характер распределения в нем местных напряжений.

Отечественный опыт показывает, что при оценке долговечности изделия определяющим является не расчет его трещиностойкости по типизированным

формам гипотетических трещин, их месторасположению и размерам, а следующие три процедуры:

- выбор конструктивного материала, характеризуемого наименьшей скоростью роста трещин в нем и наибольшей вязкостью разрушения;
- надлежащее конструирование изделия, максимально исключающее внесение в его конструкцию местных концентраторов напряжений и значительных локальных перепадов жесткости конструктивных элементов;
- проведение циклических усталостных испытаний штатной конструкции под воздействием на нее реально возникающих нагрузок.

По каждому из указанных направлений в отечественной практике сложился соответствующий опыт. Кратко остановимся на первом из них, наиболее тесно примыкающем к механике инженерных сооружений.

В процессе разработки материалов исследуются физико-химические и механические свойства создаваемого материала, а также природа и характер его возможного разрушения. Последние изучаются на основе использования критериев механики разрушения материала с оценкой его локальных свойств у вершины трещины, от которых зависят вязкость разрушения и скорость роста трещин. При совпадении показателей прочности  $\sigma_b$  и упругости  $\sigma_{0,2}$  материалов различие в значениях характеристик вязкости их разрушения позволяет оценивать преимущества того или иного сплава.

В табл. 1 приведены данные [6] о характеристиках сплава 0142OT1 в зависимости от содержания Fe, влияющего на величину коэффициента  $K_v$  вязкости разрушения.

Таблица 1

| Массовое содержание элементов в сплаве, % |     |      |      | $\sigma_b$ , МПа | $\sigma_{0,2}$ , МПа | $K_v$ , МН/м <sup>3/2</sup> |
|-------------------------------------------|-----|------|------|------------------|----------------------|-----------------------------|
| Mg                                        | Li  | Fe   | Si   |                  |                      |                             |
| 5,5                                       | 2,1 | 0,03 | 0,03 | 490              | 300                  | 27                          |
| 5,5                                       | 2,1 | 0,3  | 0,03 | 483              | 304                  | 31,3                        |

Аналогичная картина наблюдается и при исследовании сплава Д16 (табл. 2).

Этот момент, собственно, и явился основным источником расхождения мнений отечественных и американских специалистов, потому что положение о наличии первоначальных трещин уже при изготовлении изделия не подтверждается практикой, особенно при эксплуатации сварных конструкций. В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в свое время было обследовано качество изготовления порядка 200 баков ракет из сплава АМrb на предмет обнаружения их негерметичности. Распределение обнаруженных и устраненных течей, которые были ни чем иным как микротрещинами, представлено на рис. 1 [4]. Из приведенной зависимости следует, что наиболее часто встречающиеся течи отвечают области

$Q = 1 \cdot 10^{-3} \frac{\text{л} \cdot \text{мкм} \cdot \text{мм} \cdot \text{см}}{\text{с}}$ . Это значит, что размер микроканала, а следовательно, и

размер микротрещины согласно рис. 2 [5] определяются несколькими микронами, а не миллиметрами. Но даже такие трещины в сварных конструкциях не

пропускаются и устраняются в производстве. Указанное положение подтверждено многолетней массовой эксплуатацией таких баков в составе жидкостных ракет. Опыт массового изготовления сварных конструкций из сплавов Амгб показал, что при качественном соблюдении технологических режимов их производства в сплаве и сварном шве не наблюдается трещин даже с размерами микронного уровня. Это же подтверждено путем микрошлифования большого числа образцов-свидетелей при изготовлении баков.

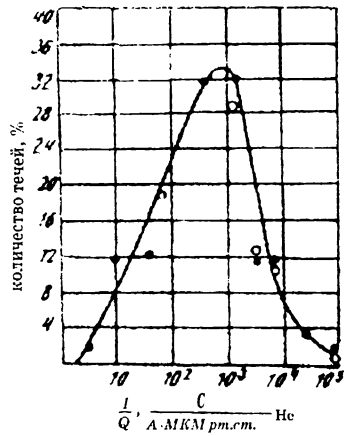


Рис. 1. Зависимость количества течей от величины  $1/Q$ :  
о - бак; ● - имитатор течи

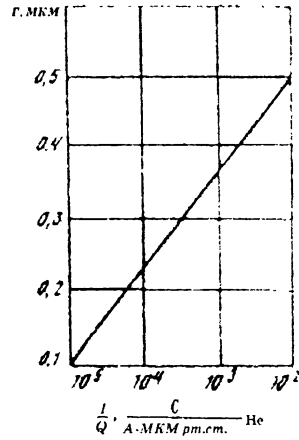


Рис. 2. Зависимость  $\zeta\left(\frac{1}{Q}\right)$  при  
 $P = 5 \text{ кгс/см}^2$

Таблица 2

| Чистота сплава | $\sigma_b$ , МПа | $\sigma_{0,2}$ , МПа | $\delta$ , % | $K_v$ , МН/м <sup>3/2</sup> |
|----------------|------------------|----------------------|--------------|-----------------------------|
| Стандартная    | 521              | 346                  | 13,7         | 37,2                        |
| Повышенная     | 547              | 366                  | 14,5         | 45,9                        |

Очевидно, что в процессе производства ракетных конструкций предпочтительно применение сплавов с наиболее высокими показателями  $K_v$ . В работах [6—8] показано, что сравнение материалов, а также определение влияния технологических и эксплуатационных факторов на их свойства следует проводить путем сопоставления диаграмм, построенных в координатах  $K_v$ — $\sigma_{0,2}$ .

Характеристики сплавов отвечают различным областям координатной плоскости. Ограничивающая эти области линия отражает технологический уровень изготовления сплавов и изделий из них. На рис. 3 представлена одна из таких диаграмм [2]. Материалы, области характеристик которых лежат ниже линии I, могут иметь низкое сопротивление разрушению; элементы конструкции из таких материалов следует испытывать перед сдачей в эксплуатацию. Материалы,

характеристики которых соответствуют областям, расположенным выше прямой II, обладают высокой вязкостью (они могут работать при наличии медленно растущих трещин), но низкой прочностью.

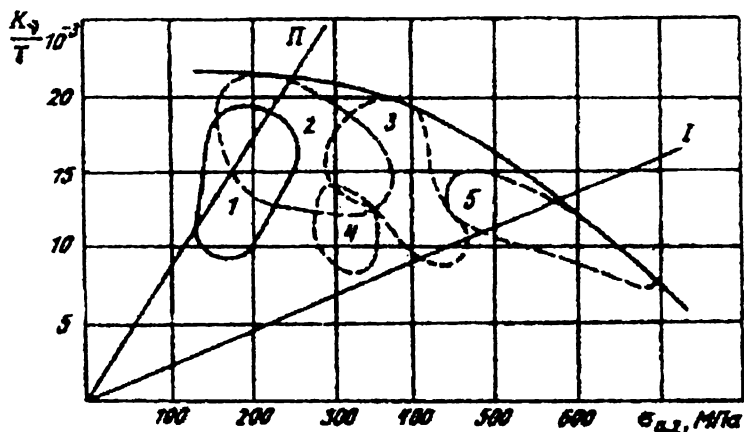


Рис. 3. Зависимость  $\frac{K_{Ic} \cdot 10^{-3}}{\sigma_y} (\sigma_{0.2})$ :

1 — АМгб; 2 — МА18, МА21; 3 — Д16; 4 — 01420; 5 — В95  
 $\gamma$  — удельный вес материала

Приведенные данные показывают, что разработанный и широко используемый в отечественной практике алюминиевый свариваемый сплав АМгб является наиболее трещиностойким и имеет максимальную величину вязкости разрушения. Долговечность изделия, изготовленного из этого сплава, будет определяться качеством его конструкторской разработки и объемом усталостной обработки.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Тарасов Ю. Л., Миноранский Э. И., Дуплянкин В. М. Надежность элементов конструкций летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1992.
2. Хеккель К. Техническое применение механики разрушения. / Перев. с нем. — М.: Машиностроение, 1974.
3. Кулага Е. С. Разработка научных основ обеспечения долговечности жидкостных ракет. Диссертация. — М.: КБ «Салют», 1982.
4. Валиев Б. Г. Исследование механики истечения пробных газов и компонентов через микроканалы. Диссертация. — М.: КБ «Салют», 1982.
5. Кудряшов В. Г., Смоленцев В. И. Вязкость разрушения алюминиевых сплавов. — М.: Металлургия, 1976.
6. Нешпор Г. С., Андреев Д. А., Армягов А. А. Корреляция вязкости разрушения при плоском напряженном состоянии с механическими свойствами. — Зав. лаборат., 1982, № 3.
7. Сверхлегкие конструкционные сплавы. — Под ред. Дрица М.Е. — М.: Недра, 1972.

После запуска первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 г. и последующих за ним удачных космических полетов с выполнением ряда научно-исследовательских задач С.П. Королев вплотную подошел к решению проблемы полета человека в космос. В этой проблеме одно из основных мест занимал вопрос о безопасном возвращении человека на Землю. Наряду с баллистическим спуском с применением на атмосферном участке парашюта было предложено рассмотреть возможность возвращения человека на летательном аппарате, использующем аэродинамическое качество. В проработке этого варианта С.П. Королев просил принять участие В.М. Мясищева, положившись на его опыт конструктора первых герметических кабин тяжелых самолетов. В.М. Мясищев охотно принял предложение участвовать со своим коллективом в работах этого направления.

К сожалению, активно начатые проектные работы (проект «48») завершить не удалось в связи с переключением лично Мясищева и коллектива ОКБ-23 на другую тематику. Однако многое из приобретенного опыта позже помогло специалистам авиационной промышленности в начатых работах по созданию космического самолета «Буран», близкого по своему назначению американскому орбитальному кораблю «Спейс Шаттл», что и дало основание автору настоящей статьи — одному из участников разработок проекта первого космического ЛА с человеком в ОКБ Мясищева — назвать его «Мини-Шаттл».

Разработка конструкции изделия по проекту «48» во многом была облегчена тем, что в фирме был накоплен опыт разработки, изготовления и отработки теплонапряженной конструкции крылатой стратегической ракеты по теме «40», корпус которой из стали и титана способен был выдерживать нагрузки при температурах до 350°C. Для проекта «48» тепловые нагрузки определялись торможением при входе в плотные слои атмосферы и доходили до тысяч градусов на поверхности. В этом случае не могло быть и речи об использовании теплонапряженной конструкции без теплозащиты. Для летательного аппарата такого типа вопрос теплозащиты и работы конструкции при больших внутренних тепловых перепадах приобретал решающее значение. Необходимые знания и опыт в проектировании, расчетах и методах испытаний подобных конструкций тогда отсутствовали, и все осваивалось впервые.

Схема и чертежи общего вида этого аппарата, к сожалению, были уничтожены, по памяти облик его может быть представлен таким, как показано на рис. 1. Безусловный интерес сохраняется к основным результатам проектно-расчетных работ по крылу, выполнявшихся автором этих строк в то время; они и излагаются в этой статье.

Методы расчета по определению температуры пограничного слоя при аэродинамическом нагреве в результате торможения при входе в плотные слои атмосферы тогда были уже достаточно хорошо освоены. Эти расчеты показали, что на нижней поверхности крыла, принимающей на себя всю энергию торможения, возникают температуры ~ 1500°C, а на верхней, затененной, поверхности

~ 1100°C (рис. 2). Исходя из этих температур и подбиралась теплозащита. Разработкой и рекомендацией теплозащиты занимался ВИАМ. С целью получения максимальной весовой отдачи была выбрана теплозащита из пенокерамики, отличающаяся большой хрупкостью. Для обеспечения ее работоспособности нужно было иметь жесткую поверхность крыла, с тем чтобы ее деформацией под нагрузкой не разрушить очень хрупкую пенокерамику. Конструктивно она была включена в контур крыла в виде плит, как это было выполнено позднее на «Шаттле» и на «Буране», и устанавливалась на клей с прослойкой. Для обеспечения деформативности наружного слоя теплозащиты торцы плиток выполнялись коническими, а пространство между ними заполнялось кварцевой ватой, пропитанной кремнийорганической смолой. Это одновременно упрощало технологию их установки. Испытания на плоских панелях в струе продуктов сгорания ЖРД показали удовлетворительную работоспособность таких стыков при отсутствии ступенек по высоте плиток.

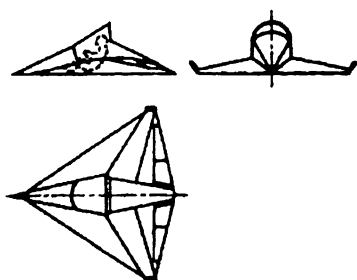


Рис. 1. Общий вид изделия «48»

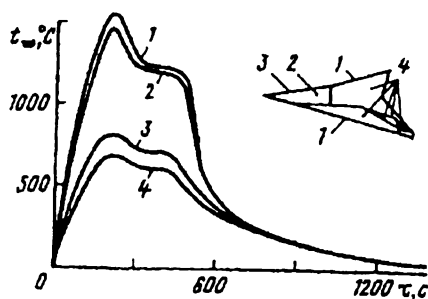


Рис. 2. Распределение температур по поверхности летательного аппарата

Варьируя толщину теплозащиты, можно было получать различную температуру силовой конструкции крыла и подбирать для нее нужный материал. В зависимости от свойств материалов конструкции и толщины теплозащиты оказалось возможным получить оптимум их суммарной массы. Для реализации этого нужно было уметь рассчитать распределение температур по толщине крыла. Решение большого числа уравнений теплопроводности, описывающих распределение тепловых потоков внутри крыла, вызывало большие трудности, поскольку необходимая для этого вычислительная техника только начала зарождаться. Инженер-испытатель К. Хлопков предложил для определения распределения температур в крыле использовать хорошо известный в настоящее время метод электродинамической аналогии, при котором теплопроводность и теплоемкость конструкции заменялись эквивалентными электрическими сопротивлениями и емкостями. После расчленения конструкции на элементы и замены их электроаналогами из них набиралась последовательная электроцепь. При подаче на ее вход напряжения, соответствующего наружному тепловому потоку, в цепи устанавливалось равновесное напряжение, которое в каждом из элементов цепи соответствовало величине температуры конструкции в данном месте.

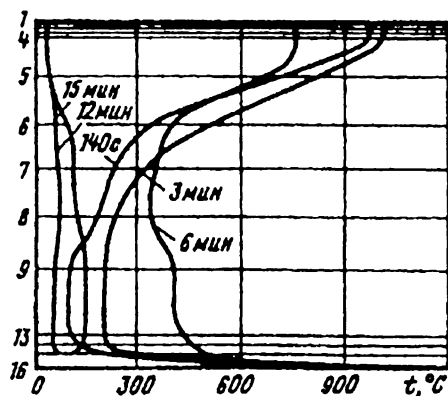


Рис. 3. Распределение температур в крыле с теплозащитой на нижней панели

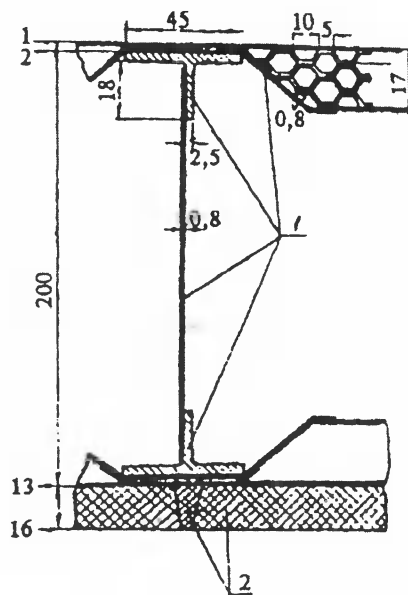


Рис. 4. Конструкция крыла с теплозащитой на нижней панели:

1 – ниобиевый сплав ВН-2 ( $\gamma=8,58 \text{ г/см}^3$ ,  $c_p=0,092 \text{ кал/г}$ ,  $\lambda=54 \text{ ккал/м}\cdot\text{ч}\cdot^\circ\text{C}$ );  
2 – теплозащита ( $\gamma=0,4 \text{ г/см}^3$ ,  $c_p=0,23 \text{ ккал/кг}$ ,  $\lambda=0,166 \text{ ккал/м}\cdot\text{ч}\cdot^\circ\text{C}$ )

На этой основе была разработана методика оперативного расчета распределения температуры конструкции в зависимости от ее параметров и времени нагрева. Один из примеров результата такого расчета показан на рис. 3 для одного из вариантов рассматривавшихся типов конструкции (рис. 4).

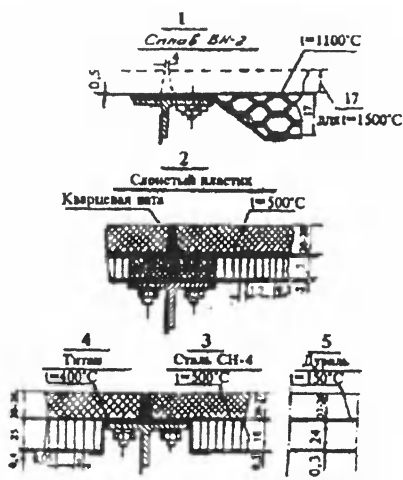


Рис. 5. Варианты конструкции панели крыла

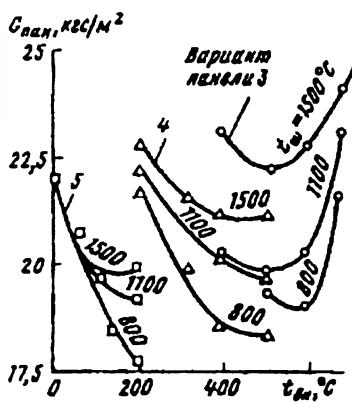


Рис. 6. Вес панелей крыла и зависимости от внутренней температуры и температуры панели

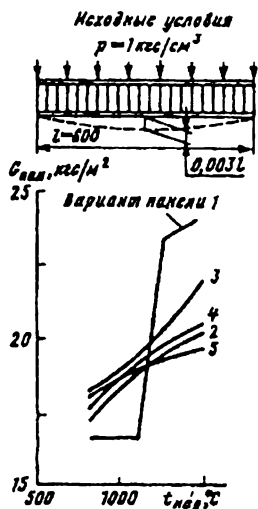


Рис. 7. Вес панелей крыла в зависимости от наружной температуры

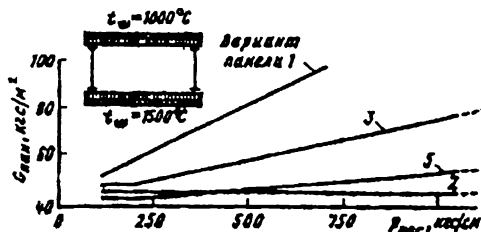


Рис. 8. Вес панелей в отсеках крыла

Имея такое мобильное средство по определению температур в конструкции, разработали ряд типовых конструкций из различных материалов и построили графики их эффективности. Рассматривавшиеся типы конструкций и материалы показаны на рис. 5, а графики их эффективности приведены на рис. 6—8.

На приведенных на рис. 5 типах конструкций указаны марки материалов и рабочие температуры, при которых принимались их характеристики и толщины теплозащиты, обеспечивавшие эти температуры. Для слоистого пластика принималась температура  $500^{\circ}\text{C}$  и  $\sigma_{сж} = 4.5 \text{ кгс/мм}^2$ . Сейчас только появляются такие композиционные материалы на основе алюмоборосиликатного связующего. Но уже тогда было ясно их преимущество по сравнению со всеми конструкционными материалами. Принятые рабочие температуры панелей крыла были оптимальными, так как определялись исходя из минимума суммарного веса для разных свойств теплозащиты и конструкционных материалов. Построенные зависимости приведены на рис. 6. Из графика на рис. 7, где показана зависимость веса панелей от наружной температуры, видно, что минимальным весом до температур  $1100^{\circ}\text{C}$  будет обладать теплонапряженная конструкция из ниобиевого сплава ВН-2, которую до этих температур можно использовать без теплозащиты. При температурах  $1500^{\circ}\text{C}$  эта конструкция уже должна применяться с теплозащитой, и по весу она проигрывает. Минимальным весом будет обладать конструкция из алюминиевых сплавов с теплозащитой. На рис. 8 представлены веса отсеков, состоящих из панелей и лонжеронов, в которых учтены веса лонжеронов, а также увеличение их весов за счет возникающих внутренних температурных напряжений от действия теплоперепада в конструкции.

Для носка крыла была разработана конструкция, показанная на рис. 9, где представлена схема образца для тепловых испытаний в струе ЖРД. Конструкция носка представляет собой оболочку из силицированного графита, в которую вставляются диафрагмы из ниобиевого сплава, расстояние между которыми заливается вспенивающейся пенокерамикой. Носок крепится к стенке лонжерона



на анкерных гайках. На эту конструкцию было получено авторское свидетельство (№ 46061 на изобретение с приоритетом от 17.10.67 г.) на имя Е. С. Кулаги и Я. Б. Нодельмана.

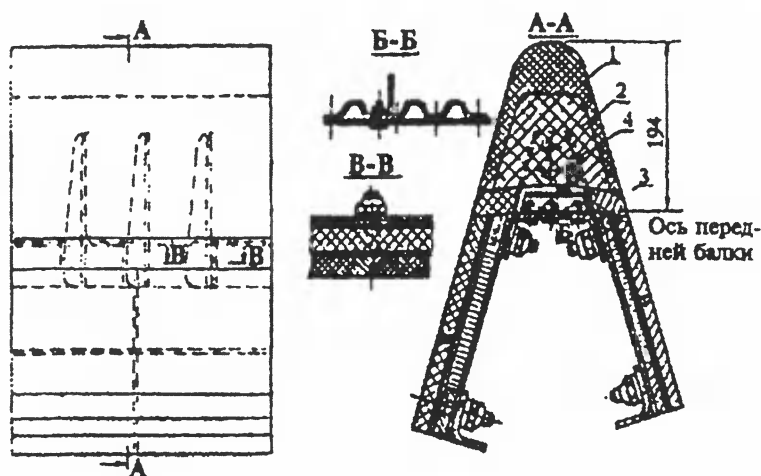


Рис. 9. Конструкция носка крыла:

- 1 — силицированный графит ( $\gamma=1,7+2$  г/см<sup>3</sup>,  $c_p$  — для серого графита);
- 2 — пенокерамика ( $\gamma=1,2$  г/см<sup>3</sup>,  $c_p=0,2+0,3$  ккал/кг,  $\lambda=0,8$  ккал/м·ч·°С);
- 3 — кварцевая вата ( $\gamma=0,15$  г/см<sup>3</sup>,  $c_p=0,25$  ккал/кг,  $\lambda=0,32+0,35$  ккал/м·ч·°С)

К сожалению, как указано выше, практическая реализация этой конструкции не была осуществлена.

### Усиление углепластиком третьей ступени РН «Протон» и проницаемость углепластика

*Д.т.н. Кулага Е.С.*

КБ «Салют» является признанным лидером в отрасли по применению полимерных композиционных материалов, таких как стеклопластики и, в основном, углепластики. Начало их внедрения было положено в ОКБ-23 на самолетах М4 и ЗМ, на которых крыльевые нервюры облицовывались внутри со стороны стоек листовым стеклопластиком КАСТ-В для образования гладкой стенки под закладываемые прорезиненные топливные баки. На этих же самолетах обтекатели антенн также изготавливались из радиопрозрачного стеклопластика.

При переходе на ракетную тематику из стеклопластиков был создан корпус головной части для ракеты УР-200, о чем в данном сборнике помещена соответствующая статья. Затем последовали головные обтекатели вначале из стеклопластиков, а потом уже и из углепластиков, о которых здесь также имеется статья. Правда, это последовало после почти двадцатилетнего перерыва в их ис-

пользовании. За обтекателями пошли гаргроты, сухие проставки однослойной, трехслойной и, наконец, изогридной конструкции, о которой также здесь помещена статья. Корпус малых спутников, приборная рама РБ «Бриз-М» также изготавливаются из углепластика. Кроме этого проведены экспериментальные работы и созданы каркасы солнечных батарей из углепластиков.

В данной статье кратко изложены результаты проектно-конструкторских проработок проведенных при попытке создания смешенной конструкции путем усиления штатных конструкций углепластиком. Для этого была выбрана третья ступень РН «Протон». Генеральная идея состояла в превращении штатной металлической конструкции блока баков в тонкий металлический лейнер. До этого в результате экспериментов было установлено, что углепластик в гептиле полностью сохраняет свои свойства, а в окислителе полностью растворяется. Поэтому бак окислителя предполагалось усиливать снаружи углепластиком различных конструктивных форм, а гептильный бак допускал усиление как снаружи, так и изнутри.

Для проведения конструкторских проработок были построены диаграммы растяжения листового углепластика автоклавного формования с различной степенью его армирования, которые приведены на рис. 2. Там же приведены пунктирными линиями показатели временного сопротивления, пределов пропорциональности и величины относительных удлинений, при которых они достигаются для перспективных основных алюминиевых сплавов с повышенной прочностью.

Схема прорабатывавшейся конструкции приведена на рис.1. В ней днища окислительного бака усиливались ленточными стрингерами по типу парашютных строп, а обечайка усиливалась трехслойной конструкцией. Нижнее днище гептильного бака усиливалось листовым углепластиком переменной толщины. Шпангоуты оставались одинаковыми во всех рассматривавшихся конструкциях. Кроме того была проработана конструкция третьей ступени полностью из новых металлических сплавов с усилением и без усиления ее углепластиком. Полученные сравнительные весовые данные рассмотренных конструкций третьей ступени РН «Протон» приведены в нижеследующей таблице.

| Наименование      | Штатный вес, кг | Снижение веса     |                               |                 |
|-------------------|-----------------|-------------------|-------------------------------|-----------------|
|                   |                 | Полностью из 1460 | «0»-1460 с углепл., «Г»-АМГ-6 | АМГ-6 с углепл. |
| Верхнее днище «0» | 192             | 95                | 95                            | 81              |
| Нижнее днище «0»  | 190             | 59                | 59                            | 87              |
| Обечайка          | 158             | +12               | 40                            | 40              |
| Коническое днище  | 174             | 20                | 60                            | 60              |
| Итого:            | 714             | 162               | 254                           | 268             |

В таблице приведены проектно-расчетные величины снижения весовых показателей. В практической реализации они получаются несколько меньше. Но из них видно, что конструкция с металлическим лейнером может иметь существенное весовое преимущество. Поэтому дальнейшие работы были перенесены в

производство с целью изучения возможности создания облегченного металлического лайнера из штатной конструкции. С этой целью штатные днища и обечайки были протравлены до минимально возможных величин. Было установлено, что устойчиво можно получать таким способом толщины полотна в пределах 0,6–0,9 мм. Основная площадь протравленных элементов сегмента имела толщину в пределах 0,7 мм, что и закладывалось в проектно-весовую оценку. Схема замеров фактических толщин полотна сегмента штатного днища, полученных после его химтравления, приведена на рис. 3.

В процессе выполнения указанных работ в цехах РКЗ выявилось, что сварить конструкцию из таких тонких заготовок не представилось возможным в силу большой их деформативности как при их межцеховой транспортировке, так и при сварке. Стало очевидным, что такие конструкции необходимо собирать и варить в специально созданной жесткой оснастке, разработка которой представлялась далеко не ясной. В силу этого работы по созданию подобных конструкций были прекращены и начаты исследования по изучению возможности создания конструкции баков полностью из углепластика с использованием полимерного лайнера.

В качестве лайнера могла рассматриваться лавсановая пленка для гептильного бака, для окислительного бака могла рассматриваться только фторопластовая пленка, а для криогеники может использоваться полиамидная пленка. Для первоначального изучения была взята пленка лавсана. Основной целью в этих исследованиях являлось изучение проницаемости лайнера и основных конструктивных элементов из углепластика. Эксперименты проводились на плоских образцах диаметром 70 мм, для которых имелось приспособление для проверки на герметичность. Результаты проведенных экспериментов приведены в таблице на рис. 4.

Из нее следует, что сама пленка имеет неплохие показатели по проницаемости. Но ее клеевые соединения ухудшают этот показатель на несколько порядков. Вместе с тем листовой углепластик автоклавного формования даже без лайнера имеет вполне приемлемые показатели по проницаемости. Клееболтовые соединения углепластика оказались практически герметичными. А прокладочные уплотнения в нем оказались полностью негерметичными, и их применение в конструкциях возможно только в качестве технологических.

Исходя из реальных практических задач, внутри бака из углепластика с полимерным лайнером необходимо будет монтировать баковые монтажи, например, устанавливать на внутреннюю поверхность бака уголки при помощи болтов. К ним уже будет крепиться соответствующая арматура. Для проверки сохранения герметичности такого болтового соединения, установленного на ВПЗ трехслойной панели были изготовлены три образца, показанных на рис. 7. Там же приведена таблица произведенных замеров герметичности каждого образца. Из таблицы видно, что установка болтов в ВПЗ с сотами совместно с пластиной, имитирующей лапку уголка, даже улучшила герметичность образца.

Пленку лайнера, в принципе, можно закладывать в процессе изготовления бака на его внутреннюю поверхность, на внешнюю поверхность и внутрь обшивки из углепластика. Влияние на прочность углепластика и его герметичность в этих случаях проверялось на образцах. Результаты приведены в пункте 4

таблицы на рис. 6. При этом проверялась прочность при вакуумном и прессовой формовании. Для образцов это различие обозначалось следующим образом: прессовое формование с наружным лейнером – ПН, вакуумное формование с наружным лейнером – ВН, прессовое формование с внутренним лейнером – ПВ и так далее соответственно. В таблице на рис. 6 в пункте 1 приведены данные по свойствам углепластика, использовавшиеся в проектно-весовом анализе в данной работе. Там же приведены в пункте 2 результаты испытаний на продольное сжатие трехслойной углепластиковой панели с металлическим лейнером. В пункте 3 приведены результаты испытаний алюминиевых сот, заполненных пастой ВПЗ.

На образцах были исследованы различные методы ремонта местных течей в углепластике. Изучались следующие методы ремонта: наклейкой нового слоя лавсановой пленки, одним клеем ЭПК-1 и герметиком «Эластосил». Результаты экспериментов приведены в таблице на рис. 7. Из таблицы видно, что наклеивание одного слоя пленки не решает задачи обеспечения полной герметичности, несмотря на то, что снижает степень негерметичности почти на четыре порядка. Это, очевидно, объясняется тем, что под пленкой остаются пузырьки воздуха в местах непрочекля. Наиболее эффективным оказался ремонт с помощью клея. Очевидно, клей наилучшим образом заполняет микропоры в углепластике.

К сожалению, дальнейшие исследования по данному направлению были прекращены из-за отсутствия средств.

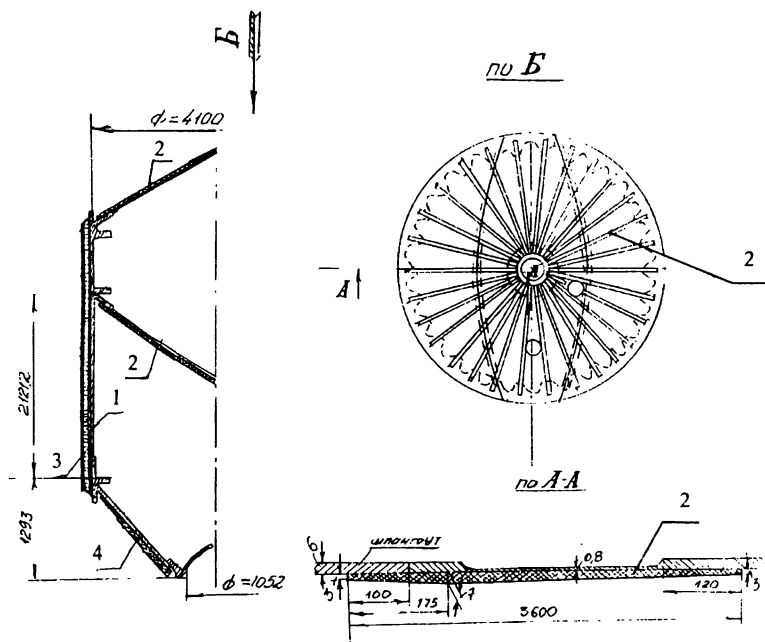


Рис. 1. Конструктивная схема усиления углепластиком третьей ступени РН «Протон»:  
 1 – облегченная герметичная оболочка бака из сплава АМГ-6;  
 2 – ленточные стрингеры из углепластика; 3 – трехслойная панель из углепластика;  
 4 – секторы листов из углепластика переменной толщины

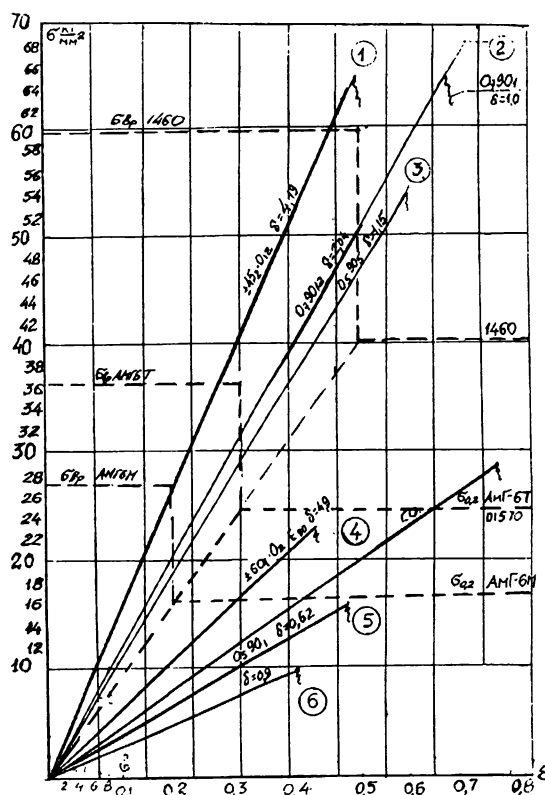


Рис. 2. Диаграммы растяжения листов углепластика автоклавного формирования с различной степенью армирования

- ①, ②, ③ – прочность в направлении «0»;  
④, ⑤, ⑥ – прочность в направлении «90»

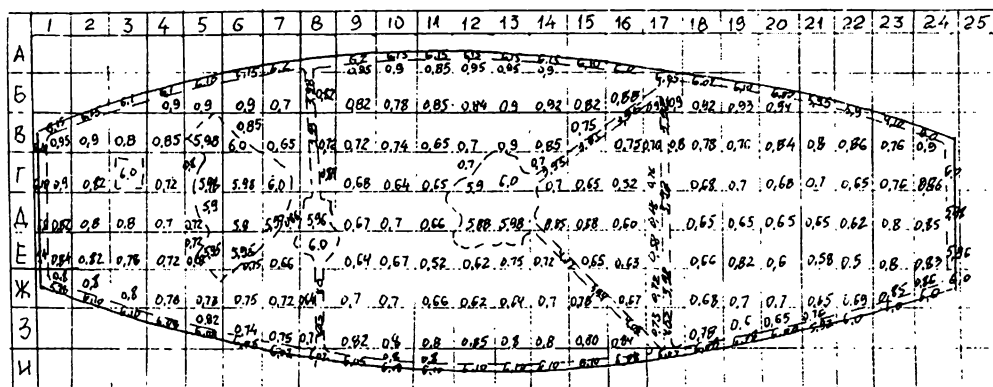


Рис. 3. Замеренные толщины полотна сектора дна после травления

# ПРОНИЦАЕМОСТЬ ПО ГЕЛИЮ

Количество образцов на одну точку - 1+4 шт.

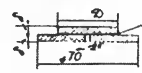
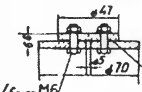
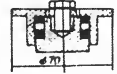
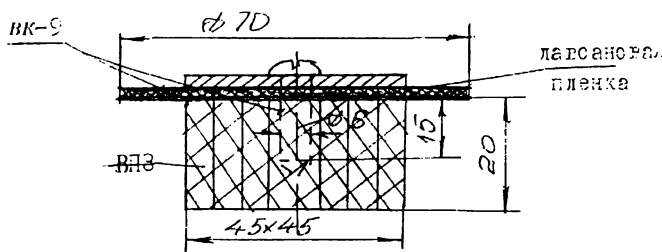
| НАИМЕНОВАНИЕ<br>И ЭСКИЗ ОБРАЗЦА                                                                                            | ПАРАМЕТРЫ<br>ОБРАЗЦА                                                                                                                                                                | ВЕЛИЧИНА ПРОНИЦАЕМОСТИ ЗА 24 ЧАСА                                        | ИНТЕГРАЛЬНАЯ ПРОНИЦАЕМОСТЬ ЗА 24 ЧАСА                                   |                                                                  |             |  |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------|-------------|--|
| ЛАДСАНОВАЯ ПЛЕНКА<br><br>Э-002-1-         | Номер образца   Кол-во слоев   δ - слой, мм                                                                                                                                         | лмк/сек   см³/см²сек                                                     | $\frac{cm^3}{cm^2 \cdot sec} \cdot 10^6 \cdot 865 \cdot 10^4 \cdot sec$ |                                                                  |             |  |
|                                                                                                                            | Э-002-1-1   2   0,1<br>Э-002-1-2   10   0,012<br>Э-002-1-3   10   0,012                                                                                                             | 14·10 <sup>-1</sup><br>140,0<br>210,0                                    | 38·10 <sup>-6</sup><br>1,7·10 <sup>-2</sup><br>2,4·10 <sup>-2</sup>     | 33·10 <sup>4</sup><br>1,4·10 <sup>9</sup><br>2,0·10 <sup>9</sup> |             |  |
| СКЛЕЙКА ЛАДСАНОВОЙ ПЛЕНКИ<br><br>Э-002-3- | Номер образца   Кол-во слоев   δ - слой, мм                                                                                                                                         | лмк/сек   см³/см²сек                                                     |                                                                         |                                                                  |             |  |
|                                                                                                                            | Э-003-1   2   0,1<br>Э-003-2   10   0,012                                                                                                                                           | 78·10 <sup>-3</sup><br>69,0                                              | 33·10 <sup>-7</sup><br>1,0·10 <sup>-2</sup>                             | 12,5·10 <sup>3</sup><br>8,7·10 <sup>8</sup>                      |             |  |
| УГЛЕПЛАСТИК<br><br>Э-002-2-               | Номер образца   Аппликация   Толщина, мм                                                                                                                                            | до 20   до 25·10 <sup>-4</sup>                                           | до 6,8·10 <sup>-8</sup>                                                 | до 6·10 <sup>3</sup>                                             |             |  |
|                                                                                                                            | Э-002-2-1   3·(45·45)   0,7<br>Э-002-2-2   13·(45·45)   3,0<br>Э-002-2-3   45·(45·45)   10,0                                                                                        | 10·10 <sup>-1</sup><br>1·10 <sup>-1</sup>                                | 25·10 <sup>-4</sup><br>20·10 <sup>-4</sup><br>65·10 <sup>-4</sup>       | 4,5·10 <sup>3</sup><br>1,5·10 <sup>3</sup>                       |             |  |
| КЛЕЕВОЕ СОЕДИНЕНИЕ<br><br>Э-002-4-        | Номер образца   Материал   δ, мм   Q, мм                                                                                                                                            | НЕ ОБНАРУЖЕНО<br>Чувствительность метода Q=4·10 <sup>-6</sup>            |                                                                         | ОТСУТСТВУЕТ                                                      |             |  |
|                                                                                                                            | Э-002-4-1   Углетп.   6   23<br>Э-002-4-2   Углетп.   6   33<br>Э-002-4-3   Углетп.   6   47<br>Э-002-4-4   Ачгб   2   23<br>Э-002-4-5   Ачгб   2   33<br>Э-002-4-6   Ачгб   2   47 |                                                                          |                                                                         |                                                                  |             |  |
| КЛЕЕБОЛТОВОЕ СОЕДИНЕНИЕ<br><br>Э-002-5- | Э-002-5                                                                                                                                                                             |                                                                          | НЕ ОБНАРУЖЕНО<br>Чувствительность метода Q=4·10 <sup>-6</sup>           |                                                                  | ОТСУТСТВУЕТ |  |
|                                                                                                                            |                                                                                                                                                                                     |                                                                          |                                                                         |                                                                  |             |  |
| РАЗЪЕМНОЕ СОЕДИНЕНИЕ<br><br>Э-002-6-    | Номер образца   Кол-во слоев   Материал                                                                                                                                             | Уплотнение из поликарбоната в углепластике герметичность не обеспечивает |                                                                         | —                                                                |             |  |
|                                                                                                                            | Э-002-6-1   Э-002-6-1<br>Э-002-6-2   Э-002-6-2<br>Э-002-6-3   Э-002-6-3<br>Э-002-6-4   Э-002-6-4                                                                                    |                                                                          |                                                                         |                                                                  |             |  |

Рис. 4. Результаты экспериментов на проницаемость по гелию на образцах



| № образца | Величина негерметичности л/мм.сек |                        |
|-----------|-----------------------------------|------------------------|
|           | До постановки болта               | После постановки болта |
| 1         | $9 \cdot 10^{-3}$                 | $5,4 \cdot 10^{-3}$    |
| 2         | $8,5 \cdot 10^{-2}$               | $4,4 \cdot 10^{-3}$    |
| 3         | $4 \cdot 10^{-2}$                 | $4,4 \cdot 10^{-3}$    |

Рис. 5. Проницаемость по внутренней накладке, установленной на трехслойной панели из углепластика

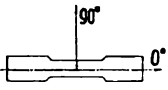
| 1                  |  <p>УГЛЕПЛАСТИК<br/>АУ-ПЦ1А/ЭНФБ</p>                                | <table><tr><th>АРМУР.</th><th><math>\delta_{пл}</math></th><th><math>E_{90} \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>E_0 \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>\sigma_{90} \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>\sigma_0 \frac{кг}{мм^2}</math></th></tr><tr><td><math>0^\circ 90^\circ</math></td><td>0,66</td><td>3350</td><td>13370</td><td>17,2</td><td>61,8</td></tr><tr><td><math>0^\circ 90^\circ</math></td><td>1,00</td><td>3900</td><td>12560</td><td>13,5</td><td>64,3</td></tr><tr><td><math>0^\circ 90^\circ</math></td><td>6,75</td><td>—</td><td>11100</td><td>—</td><td>84,6</td></tr></table> | АРМУР.                          | $\delta_{пл}$            | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$        | $E_0 \frac{кг}{мм^2}$      | $\sigma_{90} \frac{кг}{мм^2}$ | $\sigma_0 \frac{кг}{мм^2}$ | $0^\circ 90^\circ$              | 0,66                     | 3350                            | 13370              | 17,2 | 61,8 | $0^\circ 90^\circ$ | 1,00 | 3900 | 12560 | 13,5 | 64,3 | $0^\circ 90^\circ$ | 6,75 | — | 11100 | — | 84,6 |
|--------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------|--------------------------|---------------------------------|----------------------------|-------------------------------|----------------------------|---------------------------------|--------------------------|---------------------------------|--------------------|------|------|--------------------|------|------|-------|------|------|--------------------|------|---|-------|---|------|
|                    | АРМУР.                                                                                                                                               | $\delta_{пл}$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                             | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$        | $E_0 \frac{кг}{мм^2}$    | $\sigma_{90} \frac{кг}{мм^2}$   | $\sigma_0 \frac{кг}{мм^2}$ |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    | $0^\circ 90^\circ$                                                                                                                                   | 0,66                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | 3350                            | 13370                    | 17,2                            | 61,8                       |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    | $0^\circ 90^\circ$                                                                                                                                   | 1,00                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | 3900                            | 12560                    | 13,5                            | 64,3                       |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
| $0^\circ 90^\circ$ | 6,75                                                                                                                                                 | —                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         | 11100                           | —                        | 84,6                            |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
| 2                  |  <p>КЛЕЙ ХОЛОДНОГО ОТВЕРЖДЕНИЯ<br/>АУ-ПЦ1А/ЭНФБ<br/>СОТЫ 0-25</p> | <table><tr><th rowspan="2">АРМИРОВ.</th><th colspan="2">БЕЗ АМСТА</th><th colspan="2">С АМСТОМ</th></tr><tr><th><math>E_{90} \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>\sigma_{90см} \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>E_{90} \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>\sigma_{90см} \frac{кг}{мм^2}</math></th></tr><tr><td><math>0^\circ 90^\circ</math></td><td>2000</td><td>11,5</td><td>2626</td><td>23,3</td></tr></table>                                                                                                                                                                                | АРМИРОВ.                        | БЕЗ АМСТА                |                                 | С АМСТОМ                   |                               | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$   | $\sigma_{90см} \frac{кг}{мм^2}$ | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$ | $\sigma_{90см} \frac{кг}{мм^2}$ | $0^\circ 90^\circ$ | 2000 | 11,5 | 2626               | 23,3 |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    | АРМИРОВ.                                                                                                                                             | БЕЗ АМСТА                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                 | С АМСТОМ                 |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    |                                                                                                                                                      | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | $\sigma_{90см} \frac{кг}{мм^2}$ | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$ | $\sigma_{90см} \frac{кг}{мм^2}$ |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
| $0^\circ 90^\circ$ | 2000                                                                                                                                                 | 11,5                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | 2626                            | 23,3                     |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
| 3                  |  <p>БЕЗ ОБРАБОТКИ<br/>АУ-ПЦ1А/ЭНФБ<br/>СОТЫ 0-25 6-003</p>        | $\sigma_{изг} = 90 \frac{кг}{см^2}$ $\tau = 5 \frac{кг}{см^2}$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            |                                 |                          |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
| 4                  | <p>I ПРЕС. С.Н.<br/>II ВАК. В.Н.<br/>III ПРЕС. В.Н.</p>                                                                                              | <table><tr><th>АРМУР</th><th><math>\delta' / см^3</math></th><th><math>\sigma_{90} \frac{кг}{мм^2}</math></th><th><math>E_{90} \frac{кг}{мм^2}</math></th></tr><tr><td><math>0^\circ 90^\circ</math></td><td>1,53</td><td>25,7</td><td>8217</td></tr><tr><td></td><td>1,25</td><td>18,7</td><td>5577</td></tr><tr><td></td><td>1,41</td><td>26,1</td><td>7570</td></tr></table>                                                                                                                                                                                                                           | АРМУР                           | $\delta' / см^3$         | $\sigma_{90} \frac{кг}{мм^2}$   | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$   | $0^\circ 90^\circ$            | 1,53                       | 25,7                            | 8217                     |                                 | 1,25               | 18,7 | 5577 |                    | 1,41 | 26,1 | 7570  |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    | АРМУР                                                                                                                                                | $\delta' / см^3$                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          | $\sigma_{90} \frac{кг}{мм^2}$   | $E_{90} \frac{кг}{мм^2}$ |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    | $0^\circ 90^\circ$                                                                                                                                   | 1,53                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | 25,7                            | 8217                     |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    |                                                                                                                                                      | 1,25                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | 18,7                            | 5577                     |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |
|                    | 1,41                                                                                                                                                 | 26,1                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | 7570                            |                          |                                 |                            |                               |                            |                                 |                          |                                 |                    |      |      |                    |      |      |       |      |      |                    |      |   |       |   |      |

Рис. 6. Результаты испытаний углепластика различных схем выкладки и способов отверждения

|        | пленка                    | ЭПК-I | «Эластосил» |                                                  |                     |
|--------|---------------------------|-------|-------------|--------------------------------------------------|---------------------|
| № обр. | Контроль гермет.вакуумир. |       |             | До герм.                                         | После повт.герм     |
| ВС-I   | ●                         |       |             | $1 \cdot 10^{-2} \frac{\text{л}}{\text{мк.сек}}$ | $1,7 \cdot 10^{-6}$ |
| -2     | ●                         |       |             | $1 \cdot 10^{-2} \frac{\text{л}}{\text{см}^2}$   | $3 \cdot 10^{-5}$   |
| -4     | ●                         |       |             |                                                  | -                   |
| ВВ-I   |                           |       | ●           | $1 \cdot 10^{-3}$                                | $3,1 \cdot 10^{-6}$ |
| -2     |                           |       | ○           | $1 \cdot 10^{-2}$                                | $1,3 \cdot 10^{-5}$ |
| -3     |                           |       | ●           | - " -                                            | -                   |
| -4     |                           |       | ●           | - " -                                            | $2,8 \cdot 10^{-5}$ |
| -5     |                           |       | ○           | - " -                                            | $1,3 \cdot 10^{-5}$ |
| ПЗ-I   |                           | ○     |             | $1,3 \cdot 10^{-3}$                              | -                   |
| -2     |                           | ○     |             | $1 \cdot 10^{-2}$                                | -                   |
| -3     |                           | ○     |             | - " -                                            | -                   |
| ПС-2   | ●                         |       |             | $1 \cdot 10^{-3}$                                | $2,3 \cdot 10^{-5}$ |
| -4     | ○                         |       |             | $7,8 \cdot 10^{-6}$                              | -                   |

Рис. 7. Герметичность образцов углепластика с лейнером после ремонта:

● – степень герметичности до ремонта;

○ – степень герметичности после ремонта

### Проектная проработка конструкции из углепластика третьей ступени РН «Ангара»

Д.т.н. Кулага Е.С.

В предыдущей статье изложены результаты экспериментальных работ на образцах, которые показали техническую возможность создания конструкции баков из углепластика с полимерным лейнером. В силу этого была проведена работа по определению возможного облика такой конструкции. В результате поисков была разработана принципиально новая конструктивная схема блока баков ракеты из углепластика с полимерным лейнером, показанная на рис. 1.

Основное отличие такой конструкции состоит в том, что блок баков представляет собой цилиндр из трехслойной оболочки из углепластика, в который вклеиваются днища, образующие баки, а между ними в этом цилиндре размещаются сухие проставки. В процессе изготовления всей конструкции на внутренней стороне днищ и на цилиндре между днищами устанавливается полимерный лейнер. Второе отличие этой конструкции состоит в том, что блок баков состоит из так называемых модулей, один из которых показан на рис. 2.

Модуль представляет собой полубак с одним днищем, вклеенным в соответствующую часть цилиндрической оболочки. Два модуля соединяются между



собой с помощью кольцевого болтового стыка по всему периметру. Схема конструкции поперечного стыка модулей представлена на рис. 3. Такое членение блока баков принято с целью упрощения процесса изготовления баков. Модульное построение блоков баков значительно упрощает технологию изготовления баков, при которой нет необходимости использовать разборные или вынимаемые оправки. В этом случае оправка состоит из двух частей – внешней 11 и внутренней 12, крепящихся на одном продольном стержне. Внешняя оправка устанавливается после выкладки лайнера на цилиндрической части, выкладки внутренней обшивки трехслойного цилиндра и вклейки днища. Модульное построение блока баков путем разрезки баков на две части по периметру не утяжеляет конструкцию, поскольку в блоке баков остается неизменное количество поперечных стыков, а их конструкция значительно упрощается. Зато возникает проблемы обеспечения их герметичности. Но проблема герметичности клееболтовых соединений была решена в ОКБ-23 еще в пятидесятых годах, когда были созданы заливаемые топливом герметичные отсеки конструкции крыла самолетов М50 и М52.

На разработанную конструкцию блока баков ракеты из углепластика и технологию ее изготовления как на изобретение ГКНПЦ им. М.В. Хруничева получил патент № 2191720 от 27.10.2000 г. Авторы Ю.О. Бахвалов, Е.С. Кулага, И.Г. Оленин. С целью определения практической возможности осуществления по такой схеме выполнения реальной конструкции были проведены проектные проработки конструкции третьей ступени из углепластика РН «Ангара», результаты которой представлены на рис. 4. В этой конструкции толщины всех элементов блока из углепластика оставлены в тех же величинах, что и в металлической конструкции, несмотря на то, что в углепластике их можно было бы принять несколько меньшими. Например, толщина одной обшивки в трехслойном пакете принята 1,55 мм и 1,35 мм, такой же как и одна обшивка в металлическом варианте. Реально в углепластике можно было бы принять толщину каждой обшивки не более 0,7 мм. Но и при этом экономия проектно-расчетной массы оказалась весьма существенной, что видно из таблицы, приведенной на том же рис. 4.

Принципиальное отличие реальной конструкции третьей ступени от ранее описанной схемы состоит в наличии мощных силовых шпангоутов в местах подсоединения днищ. Их появление объясняется тем, что данная конструкция проектировалась для изготовления по технологии металлического ракетостроения. В конструкции из углепластика можно было бы обойтись и без таких шпангоутов, применив соответствующую форму днищ, как это сделано на твердотопливных баках. Но в данной проектной проработке конструкции из углепластика эти шпангоуты оставлены и показана принципиальная возможность изготовления и такой конструкции из углепластика. Для этого необходимо будет ввести в оправках съемные сектора, которые устанавливаются на оправку после закладки в нее заранее изготовленного шпангоута. Технологическая схема процесса изготовления данной конструкции представлена на рис.5

Представленная технологическая схема практически ничем не отличается от отработанной технологии изготовления трехслойных обтекателей из углепла-

стика, за исключением введения операций по закладке лайнера, проведения герметизации по стыкам баков и введения дополнительной герметизации баков. Мероприятия по герметизации взяты из опыта создания клепаной конструкции герметичных отсеков крыла самолетов М50 и М52. При их изготовлении внутришовная герметизация клепаных и болтовых соединений осуществлялась путем закладки в них внутришовного пленочного герметика. Дополнительная герметизация отсеков производилась путем заливки в них жидкого герметика и их вращения с последующей полимеризацией при комнатной температуре оставшегося на стенках герметика после его слива. Для отработки данной конструкции и технологии ее изготовления был разработан экспериментальный бачок, схема которого представлена на рис. 6. Но и на его изготовление на предприятии не нашлось средств. При его изготовлении предполагалось провести отработку технологических операций, представленных в таблице 1.

Т а б л и ц а 1

**ПЕРЕЧЕНЬ**  
**технологических операций, обрабатываемых на модельном баке из углепластика**

| № п/п | Наименование операции                                        | Обрабатываемые вопросы                                                                  | Состояние вопроса                                                                                     |
|-------|--------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 1.    | Выкладка полимерного лайнера из двух слоев лавсановой пленки | 1. Выкладываемость пленки на криволинейных поверхностях                                 | На плоских образцах проверена склеиваемость и герметичность с положительными результатами             |
|       |                                                              | 2. Склеиваемость пленки по стыкам и ее герметичность в конструкции                      |                                                                                                       |
| 2.    | Выкладка тонкостенной оболочки бака                          | 1. Выкладываемость препрега у полюсных фланцев и в местах перехода от днища к цилиндру  | На плоских образцах проверена предварительная схема выкладки                                          |
|       |                                                              | 2. Прочность материала принятой схемы выкладки при вакуумном формовании                 | Перед выкладкой модели необходимо проверить на плоских образцах оптимальность принятой схемы выкладки |
| 3.    | Изготовление и заделка полюсных фланцев                      | 1. Отработка схемы выкладки и определение прочности фланца при автоклавном формировании | На плоских образцах проверить невозможно из-за влияния формы детали                                   |
|       |                                                              | 2. Проверка прочности и герметичности заделки фланца в оболочку днища                   |                                                                                                       |
| 4.    | Собираемость двух половинок бака                             | Стыкуемость и герметичность соединения                                                  | Можно проверить на конструктивно подобной модели                                                      |
| 5.    | Заделка выводов трубопроводов из бака                        | Отработка схемы выкладки, определение прочности и герметичности фланца и его заделки    | Можно проверить на конструктивно подобной модели                                                      |
| 6.    | Крепление уголков внутри бака                                | Оценить повреждаемость внутренней поверхности и прочность приклейки                     | На образцах отработать технологию подготовки поверхностей                                             |
| 7.    | Изготовление наружной трехслойной оболочки                   | Отработка технологии на клее холодного отверждения в доп-полнение к штатной             | На плоских образцах получены удовлетворительные результаты                                            |

В связи с этим необходимо отметить следующее. После опубликования в 2000 году нашего патента в США начались работы на экспериментальных баках по отработке данной конструкции и технологии ее изготовления. Вначале у них не все получалось. Но к настоящему времени они сообщили в печати, что у них получили необходимые положительные результаты на экспериментальных баках диаметром до 1,5 метра для криогенных баков. Причем экспериментальную проверку они производили путем заливки жидкого водорода в баки. Отработкой подобной конструкции и технологии ее изготовления занимаются и в Японии. Там также получен патент на подобную конструкцию. В ее разработке они пошли дальше нас и применили токопроводный полимерный лайнер, который у них служит еще и датчиком системы контроля опорожнения баков. Кроме того, в отличие от нашей технологии, они разрезанный, как и у нас, по периметру бак стыкуют не на болтах, а послойно соединяют клеем каждый слой углепластика, что является чрезвычайно сложным в производстве. Но они идут на это ради экономии веса. Сейчас в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, спустя семь лет, начинают разворачиваться работы по продолжению исследований, начало которых изложено в двух статьях настоящего сборника.

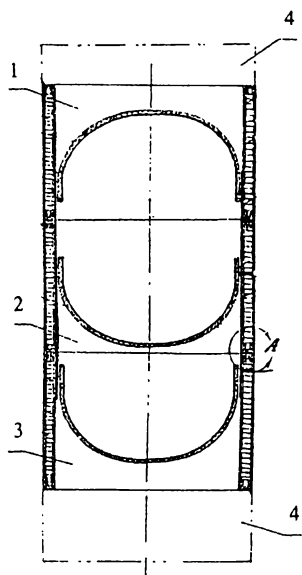


Рис. 1. Конструктивная схема блока баков из углепластика модульного типа:

1, 2, 3 – модули блока баков; 4 – проставки корпуса ракеты

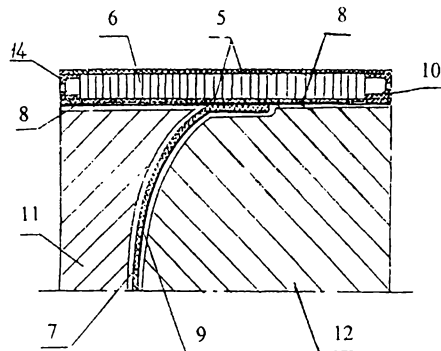


Рис. 2. Конструктивная схема модуля блока баков:

5 – верхняя и нижняя обшивки из углепластика; 6 – алюминиевые соты; 7 – углепластиковое днище; 8 – полимерный лайнер обечайки; 9 – полимерный лайнер днища; 10 – торцевые стыковочные шпангоуты; 11 – внешняя опрессовка; 12 – внутренняя опрессовка

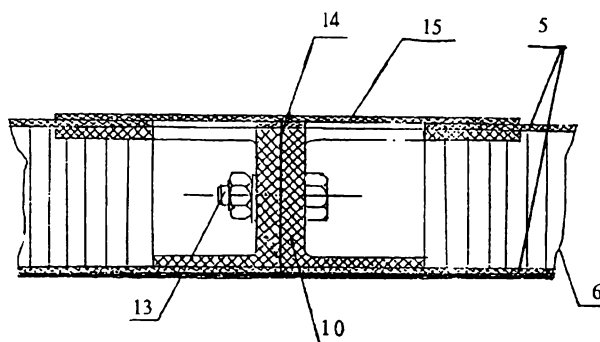


Рис. 3. Конструктивная схема стыка модулей блока баков:  
13 – стыковочные болты; 14 – внутришовный герметик; 15 – перекрывающая лента

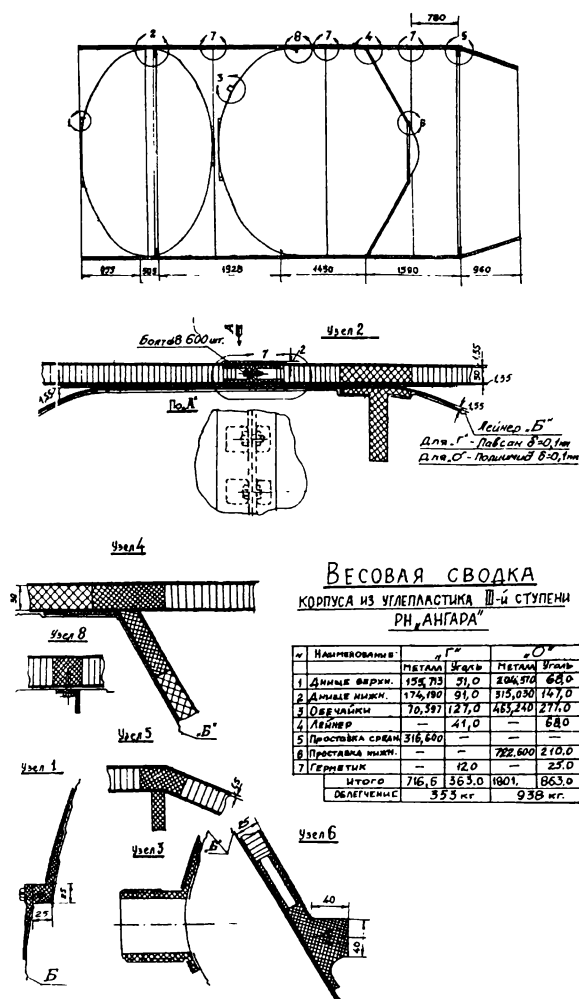


Рис. 4. Конструктивная схема блока баков из углепластика третьей ступени  
РН «Ангара»



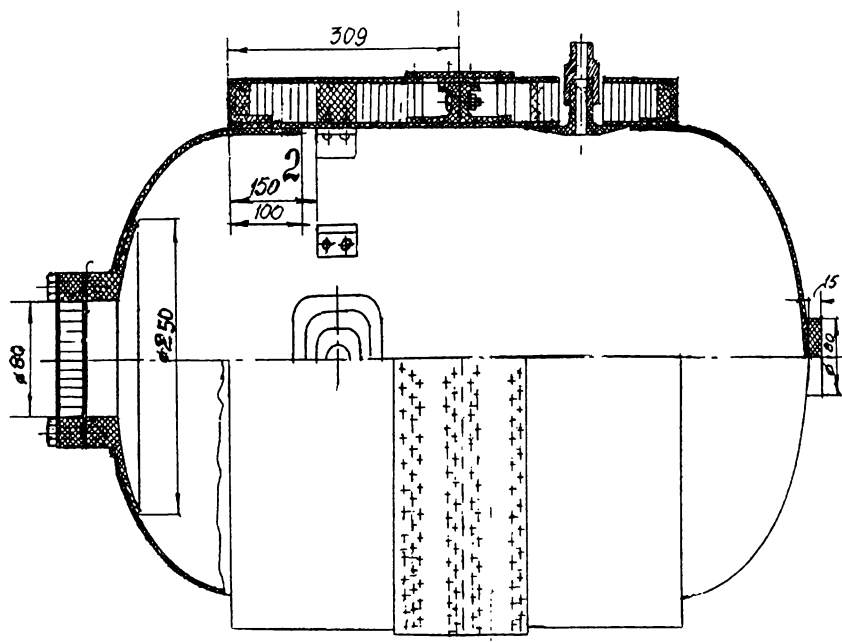


Рис. 6. Конструктивная схема экспериментального бачка

## Анализ вариантов конструкции приборного отсека «Бриз-КС»

*Рабинович С.Я.*

На этапе эскизного проектирования проведен анализ вариантов конструкции приборного отсека герметичного (ОПГ) изделия «Бриз-КС». Целью анализа являлся выбор конструкции минимальной массы с приемлемой технологией изготовления. Схема приборного герметичного отсека приведена на рис. 1.

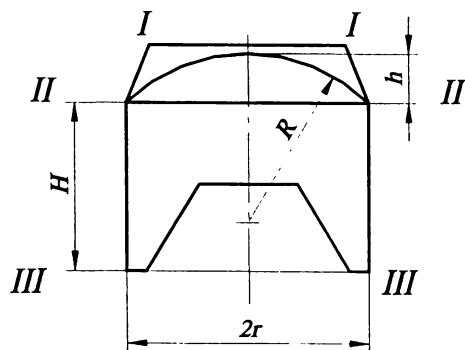


Рис. 1

$H = 850$  мм,  $2r = 2030$  мм,  $R = 3000$  мм,  $h = 176,9$  мм

Внешние нагрузки, действующие на отсек, имеют следующие значения:

| № сече-<br>ния | Расч.<br>случай      | $T_{OCmax}^P$<br>ТС | $T_{OCmax}^Э$<br>ТС | $Q^P$<br>ТС | $M^P$<br>ТМ | D<br>М | Условно для сравнения |                           |     |
|----------------|----------------------|---------------------|---------------------|-------------|-------------|--------|-----------------------|---------------------------|-----|
|                |                      |                     |                     |             |             |        | $T_{ЭКВССЖ}^P$<br>ТС  | $T_{ЭКВ ОС РАСТ}^P$<br>ТС | f   |
| I-I            | Радел.<br>I и II ст. | 7,56<br>-5,33       |                     | 0,42        | 0,22        | 1,7    | 8,55                  | -5,82                     | 1,3 |
|                | Транп.               | 1,5                 | 0,33                | 1,5         | 0,75        | 1,7    | 3,26                  | -1,43                     | 1,5 |
| II-II          | Радел.<br>I и II ст. | 8,1<br>-5,56        |                     | 0,44        | 0,44        | 2,03   | 8,97                  | -6,43                     | 1,3 |
|                | Транп.               | 1,55                | 0,345               | 1,55        | 1,52        | 2,03   | 4,54                  | -2,65                     | 1,5 |

$f_{доп} = 1,2$  для материалов с ярко выраженной анизотропией свойств.

Максимальное наружное эксплуатационное давление  $\Delta P_{Hmax}^Э = 0,1644 \text{ кгс/см}^2$ .

Максимальное внутреннее эксплуатационное давление  $P_{Bmax}^Э = 0,1118 \text{ кгс/см}^2$ .

Максимальное наружное расчетное давление ( $f = 1,5$ )  $P_{Hmax}^P = 0,2466 \text{ кгс/см}^2$ .

Максимальное внутреннее расчетное давление ( $f = 1,5$ )  $P_{Bmax}^P = 1,6677 \text{ кгс/см}^2$ .

Для расчета приборного отсека на прочность определены нагрузки в сечении III–III (плоскость стыка приборного отсека с топливным баком) путем пересчета заданных нагрузок. При этом масса адаптера принята равной 30 кг, а масса снаряженного приборами ОПГ – 260 кг. В результате в сечении III–III: для расчетного случая разделения I и II ступеней

$T_{ОССЖmaxIII}^Э = 8,97 \text{ тс}$ ,  $T_{ОССЖIII}^Э = 13,52 \text{ тс}$ ;

$T_{ОССЖmaxIII}^P = 11,66 \text{ тс}$ ,  $T_{ЭКВССЖIII}^P = 17,58 \text{ тс}$ .

Для расчетного случая транспортирования  $T_{ОССЖmaxIII}^P = 2,16 \text{ тс}$ ,  
 $T_{ЭКВССЖIII}^P = 8,08 \text{ тс}$ .

Расчеты критических нагрузок проводились по методике, изложенной в книге Лизина В.Т. и Пяткина В.А. «Проектирование тонкостенных конструкций».

## 1. Рассмотренные варианты цилиндрической оболочки корпуса ОПГ

### *Гладкая оболочка из материала АМг6 толщиной 1,5 мм*

Напряжения растяжения в цилиндрической оболочке при внутреннем эксплуатационном давлении  $P_{Bmax}^Э = 1,1118 \text{ кгс/см}^2$  составляют  $\sigma_{РАСТ}^Э = 752 \text{ кг/см}^2 < \sigma_{0,2} = 1600 \text{ кг/см}^2$ , поэтому расчетным случаем для такой оболочки является наружное давление с  $P_{Hmax}^P = 0,2466 \text{ кгс/см}^2$ .

Поскольку для нее  $P_{KP}$  на порядок меньше наружного расчетного давления, применение гладкой оболочки из материала АМг6 толщиной 1,5 мм допустимо только при наддуве внутреннего объема ОПГ до избыточного давления  $0,25 \text{ кг/см}^2$ .

### **Вафельная оболочка из материала АМг6**

Размеры ячейки и сечения вафельной оболочки приведены на рис. 2.

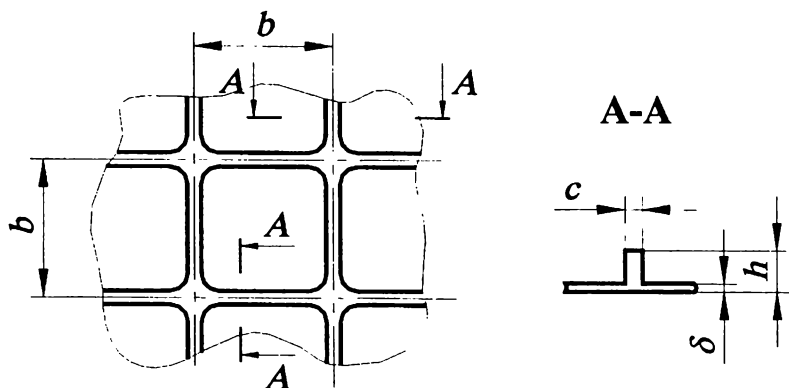


Рис. 2:

$$b = 70 \text{ мм}; c = 2,5 \text{ мм}; h = 6,0 \text{ мм}; \delta = 1,2 \text{ мм}$$

Расчеты показали, что данная вафельная оболочка, имеющая такую же массу, что и гладкая толщиной 1,5 мм, может воспринять наружное расчетное давление без наддува. При этом масса вафельной оболочки  $G_{ВДФ} = 13,890 \text{ кг}$ .

### **Вафельная оболочка из материала МА-15**

Рассмотрена вафельная оболочка из материала МА-15 с характеристиками:  $E = 0,41 \cdot 10^6 \text{ кг/см}^2$ ,  $\gamma = 1,83 \text{ г/см}^3$  и размерами:  $b = 70 \text{ мм}$ ,  $h = 7,5 \text{ мм}$ ,  $c = 2,5 \text{ мм}$ ,  $\delta = 1,2 \text{ мм}$ .

У этой оболочки  $P_{KP} > P_{II \text{ max}}^p = 0,2426 \text{ кгс/см}^2$  и масса  $G_{ВАФ} = 10,255 \text{ кг}$ .

### **Шпангоуты**

Площадь сечения верхнего и нижнего шпангоутов РШП корпуса ОПГ принята равной  $4 \text{ см}^2$  из конструктивных соображений (размещение уплотнений для обеспечения герметичности отсека и крепежных деталей), а массы каждого из них в зависимости от материала:  $G_{ШП \text{ АМг6}} = 6,8 \text{ кг}$ ,  $G_{ШП \text{ МА-15}} = 4,7 \text{ кг}$ .

Сравнение масс элементов конструкции корпуса и корпуса в целом из материалов АМг6 и МА-15 приведено в таблице 1.



| № п/п | Наименование элемента конструкции корпуса | Материал  |       |
|-------|-------------------------------------------|-----------|-------|
|       |                                           | Амгб      | МА-15 |
|       |                                           | Масса, кг |       |
| 1     | Оболочка вафельная                        | 13,9      | 10,3  |
| 2     | Тепловые компенсаторы                     | 5,2       | 3,6   |
| 3     | Иллюминатор с фланцем                     | 1,6       | 1,3   |
| 4     | Верхний шпангоут                          | 6,8       | 4,7   |
| 5     | Нижний шпангоут                           | 6,8       | 4,7   |
|       | Корпус                                    | 34,3*     | 24,6  |

\* Такую же массу будет иметь требующий наддува корпус с гладкой оболочкой из материала Амгб толщиной 1,5 мм.

## 2. Варианты верхнего сферического днища

Схема днища приведена на рис. 3.

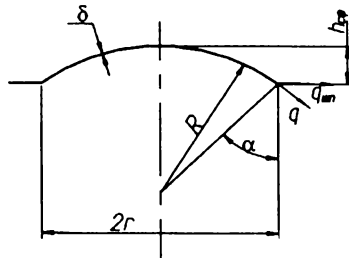


Рис. 3:

$$R = 3000 \text{ мм}, r = 1015 \text{ мм}, h_{\text{сф}} = 176,9 \text{ мм}, \alpha = 19,775^\circ$$

Максимальное наружное расчетное давление  $P_{H \text{ max}}^P = 0,2466 \text{ кгс/см}^2$ .

Погонное усилие в оболочке  $q = \frac{pR}{2}$ .

Погонное усилие в плоскости фланца и шпангоута  $q_{\text{шп}} = \frac{pR}{2} \cos \alpha$

Усилие во фланце и шпангоуте  $N_{\text{шп+фл}} = q_{\text{шп}} \cdot r$ .

### Гладкая сферическая оболочка из материала Амгб (без предварительного наддува)

Толщина гладкой оболочки принимается равной  $\delta = 4 \text{ мм}$ .

Критическое давление  $P_{\text{кр}} = \kappa E \left( \frac{\delta}{R} \right)^2 = 0,2476 \text{ кгс/см}^2 = P_{H \text{ max}}^P$ .

Потребная площадь сечения фланца и верхнего шпангоута корпуса, работающих совместно, в случае применения в них сплава АМгб рассчитывается при максимальном внутреннем эксплуатационном давлении и напряжениях, не превышающих  $\sigma_{0,2\text{АМгб}}$ . Масса сферической оболочки днища  $G_{\text{СФ}} = S_{\text{СФ}} \cdot \delta \cdot \gamma_{\text{АМгб}}$ , где поверхность сферической оболочки  $S_{\text{СФ}} = 2\pi \cdot R \cdot h_{\text{СФ}} = 33345 \text{ см}^2$  и  $G_{\text{СФ}} = 35,212 \text{ кг}$ . Масса фланца  $G_{\text{ФЛ}} = 10,035 \text{ кг}$ . Масса днища составит  $G_{\text{ДН}} = G_{\text{СФ}} + G_{\text{ФЛ}} = 45,247 \text{ кг}$ .

В случае, если для фланца днища и верхнего шпангоута применяется сплав 01570, их суммарная потребная площадь сечения определяется при расчетном давлении и напряжениях, не превышающих  $\sigma_{\text{В}}$  материала 01570. При этом, поскольку площадь сечения шпангоута, как сказано выше, определена конструктивными соображениями, площадь сечения фланца будет мала, поэтому целесообразно для шпангоута применить более дешевый сплав АМгб, а для фланца – 01570.

Масса днища с фланцем из материала 01570 составит  $G_{\text{ДН}} = G_{\text{СФ}} + G_{\text{ФЛ } 01570} = 42,572 \text{ кг}$ .

В случае применения предварительного наддува ОПГ до  $p_{\text{ризб}} = 0,25 \text{ кгс/см}^2$  суммарное эксплуатационное давление в ОПГ будет  $p_{\text{СУМ}}^3 = 1,1118 + 0,25 = 1,3618 \text{ кгс/см}^2$ .

Масса фланца днища и сферической оболочки толщиной 1,5 мм из материала АМгб будет  $G_{\text{ДН}} = 13,8 + 13,2 = 27,0 \text{ кг}$ , а при фланце днища из сплава 01570 масса днища  $G_{\text{ДН}} = G_{\text{СФ}} + G_{\text{ФЛ } 01570} = 22,83 \text{ кг}$ .

#### ***Вафельная сферическая оболочка днища***

Размеры ячейки и сечения вафельной оболочки днища представлены на рис.4.

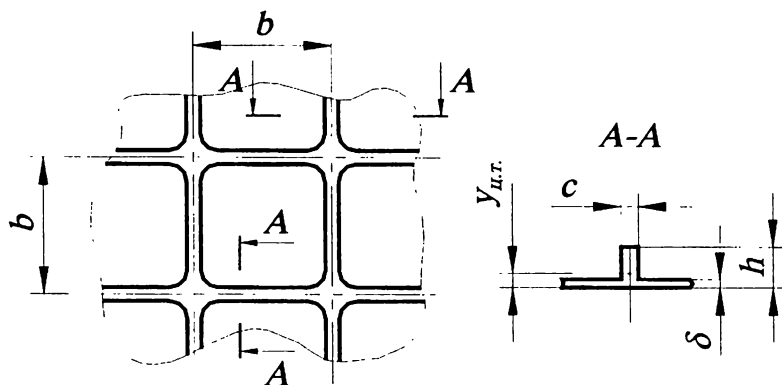


Рис. 4:

$$b = 70 \text{ мм}, h = 11,0 \text{ мм}, c = 3 \text{ мм}, \delta = 1,3 \text{ мм}$$

Приведенная по массе толщина вафельной сферической оболочки  $\delta_{\text{ПРМ}} = 0,2223 \text{ см}$ .

Масса вафельной сферической оболочки  $G_{\text{ВАФ СФ}} = 19,570 \text{ кг}$ .

Масса днища из сплава АМгб  $G_{\text{ДН АМгб}} = G_{\text{ВАФ СФ}} + G_{\text{ФЛ АМгб}} = 29,60 \text{ кг}$ .

Масса днища с фланцем из сплава 01570  $G_{\text{ДН } 01570} = G_{\text{ВФ СФ}} + G_{\text{ФЛ } 01570} = 26,93 \text{ кг}$ .

### **Гладкая сферическая оболочка днища из углепластика**

Принята квазиизотропная схема армирования ( $\pm 45^\circ$ ;  $0^\circ$ ;  $90^\circ$ ) углеродной лентой ЛУП/0,1А (общее количество слоев 44, толщина 4,84 мм), пропитанной связующим ЭНФБ. Механические характеристики углепластика:  $E = 5300 \text{ кг/см}^2$ ,  $\sigma_{\text{В.СЖ.У}} = 22 \text{ кг/мм}^2$ ;  $\gamma_{\text{У}} = 1,5 \text{ г/см}^3$ .

Дополнительный коэффициент безопасности для деталей из углепластика  $f = 1,2$ .

Максимальное наружное расчетное давление  $P_{\text{Н. max. У}}^P = f_{\text{ДОП}} \cdot P_{\text{Н}}^P = 0,2959 \text{ кгс/см}^2$ .

Критическое наружное давление

$$P_{\text{КР}} = \kappa \frac{E \delta^2}{R^2}, \text{ где } \kappa = \frac{1}{2,36} \sqrt[8]{\left(\frac{100 \cdot \delta}{R}\right)^3}$$

$$\kappa = 0,2138; P_{\text{КР}} = 0,2949 \text{ кгс/см}^2 \approx P_{\text{Н. max. УГ}}^P.$$

Масса гладкой сферической оболочки из углепластика  $G_{\text{Об. У}} = S_{\text{СФ}} \cdot \delta \cdot \gamma_{\text{У}} = 24,21 \text{ кг}$ .

### **Фланец днища из углепластика, шпангоут из сплава АМг6**

Поскольку характерным для углепластика является хрупкое разрушение, расчет ведется по разрушающим нагрузкам. Принимается, что после того, как напряжения в шпангоуте достигнут значения  $\sigma_{0,2}$ , дальнейшего роста напряжений в нем не будет, а напряжения будут возрастать только во фланце днища, выполненного из углепластика.

Шпангоут при напряжениях, равных  $\sigma_{0,2}$  и площади сечения  $F_{\text{ШП}}$ , воспримет усилие  $N_{\text{ШП}}^P = F_{\text{ШП}} \cdot \sigma_{0,2}$  и, следовательно, площадь сечения фланца днища с учетом дополнительного коэффициента безопасности  $f_{\text{ДОП}}$  должна определяться из равенства

$$F_{\text{ФЛ}} = \frac{N^P - N_{\text{ШП}}^P}{\sigma_{\text{В СЖ У}}} \cdot f_{\text{ДОП}}.$$

Масса фланца из углепластика при шпангоуте из сплава АМг6  $G_{\text{ФЛ У}} = 9,126 \text{ кг}$ .

### **Фланец днища из углепластика, шпангоут из сплава 01570**

В этом случае разрушение состыкованных элементов конструкции произойдет, когда напряжения в углепластиковом фланце достигнут  $\sigma_{\text{В СЖ}}$ .

Исходя из равенства деформаций фланца и шпангоута

$$\frac{\sigma_{\text{ФЛ}}}{E_{\text{ФЛ}}} = \frac{\sigma_{\text{ШП}}}{E_{\text{ШП}}}; \sigma_{\text{ШП}} = \frac{E_{\text{ШП}}}{E_{\text{ФЛ}}} \cdot \sigma_{\text{ФЛ}}.$$

Пренебрегая тем, что секущий модуль упругости для материала 01570 при данных деформациях несущественно меньше, чем при  $\sigma_{0,2}$ , масса фланца из углепластика при шпангоуте из сплава 01570 будет:  $G_{\text{ФЛУ}} = 6,402$  кг.

### ***Фланец днища из углепластика, шпангоут из сплава МА-15***

Механические характеристики материала МА-15 принимаются:  $E = 0,41 \cdot 10^6$  кг/см<sup>2</sup>;  $\sigma_B = 29$  кг/см<sup>2</sup>;  $\sigma_{0,2} = 2200$  кг/см<sup>2</sup>;  $\sigma_{-0,2} = 1400$  кг/см<sup>2</sup>.

Расчет проводится по той же схеме, что и для фланца днища из углепластика и шпангоута из сплава АМгб: масса фланца из углепластика при шпангоуте из сплава МА-15  $G_{\text{ФЛУ}} = 9,550$  кг.

### ***Сотовая сферическая оболочка днища с обшивками из углепластика и алюминиевыми сотами***

Схема оболочки представлена на рис.5.

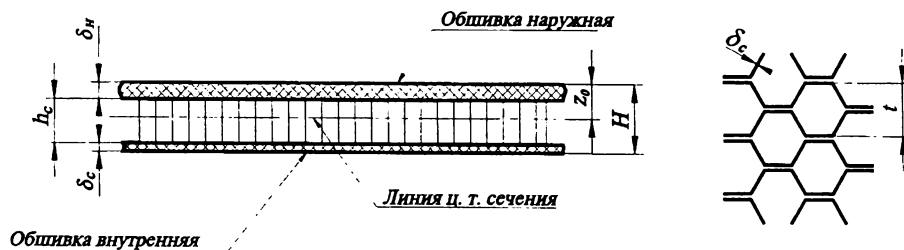


Рис. 5

Принят сотовый блок, в котором толщина алюминиевой фольги 0,03 мм и сторона ячейки 2,5 мм. Масса такого сотового блока – 55 кг/м<sup>3</sup> (0,055 г/см<sup>3</sup>). Расход клея для приклейки сот  $\Delta G_K = 0,6$  кг/м<sup>2</sup> (на две поверхности). В целях обеспечения герметичности отсека толщина наружной обшивки принимается  $\delta_H = 1,43$  мм (13 слоев ткани), толщина внутренней обшивки  $\delta_B = 0,55$  мм (5 слоев ткани), высота сотового блока  $h_C = 8$  мм.

Критическое давление, при котором произойдет разрушение

$$P_{KP} = \kappa E \frac{\sqrt{BD}}{R^2} \alpha.$$

Модуль сдвига заполнителя

$$G_{\text{ЗАП}} = 1,5 \frac{\delta_C}{t} G_{\text{МЗАП}}; G_{\text{МЗАП}} = 0,4 \cdot E_{\text{МЗАП}} = 2910 \text{ кг/см}^2.$$

Заполнитель является жестким, если

$$G_{\text{ЗАП}} \geq 4,2 \frac{B h_C}{R} \sqrt{\frac{(1 - \mu^2) B}{D}},$$

где  $B = \delta_H + \delta_B = 0,198 \text{ см}^2/\text{см}$  (площадь сечения обшивок, отнесенная к единице длины);

$$D = \frac{\delta_H^3}{12} + \delta_H \left( Z_0 - \frac{\delta_H}{2} \right)^2 + \frac{\delta_B^2}{12} + \delta_B \left( h_C + \frac{\delta_B}{2} + \delta_H - Z_0 \right)^2 = 0,03236 \text{ см}^4/\text{см} \text{ (момент инерции сечения, отнесенный к единице длины)}.$$

В данном случае  $\bar{B} = B = 0,198 \text{ см}^2/\text{см}$ ;

$$\bar{D} = 12D = 0,038832 \text{ см}^4/\text{см}.$$

$$4,2 \frac{0,198 \cdot 0,8}{300} \sqrt{\frac{(1 - 0,3^2) \cdot 0,198}{0,03236}} = 0,00523 \text{ кг/см}^2 \ll G_{3AP}.$$

При жестком на сдвиг заполнителя  $\alpha = 1$ .

Значение коэффициента  $\kappa$  принимается такое же, как и для гладкой углепластиковой оболочки (см. выше),  $\kappa = 0,2138$ .

$$P_{KP} = 0,2138 \cdot 0,53 \cdot 10^6 \sqrt{0,198 \cdot 0,038832} \frac{1}{300^2} = 0,3491 \text{ кгс/см}^2 > P_{H\max Y}^P = 0,29592 \text{ кгс/см}^2.$$

Масса сферической оболочки в сотовом варианте составит

$$G_{CF} = S_{CF}[(\delta_B + \delta_H) \gamma_V + h_C \gamma_C + \Delta G_K] = 13,371 \text{ кг}.$$

### 3. Масса рамы

В качестве прототипа принята конструкция приборной рамы изделия «Бриз-М», для которой: площадь одной стенки рамы  $S_{CT} = 1,2 \text{ м}^2$ ; материал стенки Д 16.А.Т. 0,6.

Масса одной стенки  $G_{CT} = 2,052 \text{ кг}$ ; общая длина поясов одной балки  $L = 534 \text{ см}$ , сечение-уголок (25×25×2) мм, материал углепластик.

Масса поясов одной балки  $G_{П} = 0,769 \text{ кг}$ ; количество стоек на одной балке при шаге 150 мм – 14 штук, сечение-швеллер (полки шириной 25 мм, высотой – 25 мм, толщиной – 2,5 мм), материал углепластик. Высота стоек 400 мм; масса стоек на одной балке  $G_{СТОЕК} = 1,470 \text{ кг}$ .

Масса рамы, состоящей из четырех балок  $G_{РАМЫ} = 17,164 \text{ кг}$ .

Итоговые результаты расчетов вариантов конструкции приборного отсека сведены в таблицу 2.

**Сводная таблица вариантов конструкции отсека приборного герметичного (ОПГ)  
изделия «Бриз-КС»**

| № варианта и его особенности                                               | Наименование элемента конструкции               | Особенности элемента конструкции                  | Материал | Масса элемента конструкции, кг | Масса ОПГ, кг |
|----------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------|---------------------------------------------------|----------|--------------------------------|---------------|
| 1                                                                          | 2                                               | 3                                                 | 4        | 5                              | 6             |
| 1<br>(Наддув внутреннего объема ОПГ до $P_{изб}=0,25$ кг/см <sup>2</sup> ) | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Гладкая обшивка толщиной 1,5 мм                   | АМг6     | 27,5                           | 95,5          |
|                                                                            | Верхний шпангоут                                |                                                   | АМг6     | 6,8                            |               |
|                                                                            | Сферическая часть днища                         | Гладкая обшивка толщиной 1,5 мм                   | АМг6     | 13,2                           |               |
|                                                                            | Фланец днища                                    |                                                   | АМг6     | 13,8                           |               |
|                                                                            | Рама                                            | Стенки Д16А.Т. 0,6, пояса и стойки – углепластик  |          | 17,2                           |               |
|                                                                            | Крепеж и прочие детали                          |                                                   |          | 17,0                           |               |
| 2<br>(Наддув внутреннего объема ОПГ до $P_{изб}=0,25$ кг/см <sup>2</sup> ) | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Гладкая обшивка толщиной 1,5 мм                   | АМг6     | 27,5                           | 89,1          |
|                                                                            | Верхний шпангоут                                |                                                   | АМг6     | 6,8                            |               |
|                                                                            | Сферическая часть днища                         | Гладкая обшивка толщиной 1,5 мм                   | АМг6     | 13,2                           |               |
|                                                                            | Фланец днища                                    |                                                   | 01570    | 7,4                            |               |
|                                                                            | Рама                                            | Стенки Д16 А.Т. 0,6, пояса и стойки – углепластик |          | 17,2                           |               |
|                                                                            | Крепеж и прочие детали                          |                                                   |          | 17,0                           |               |
| 3                                                                          | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Вафельная оболочка                                | АМг6     | 27,5                           | 98,1          |
|                                                                            | Верхний шпангоут                                |                                                   | АМг6     | 6,8                            |               |
|                                                                            | Сферическая оболочка днища                      | Вафельная                                         | АМг6     | 19,6                           |               |
|                                                                            | Фланец днища                                    |                                                   | АМг6     | 10,0                           |               |
|                                                                            | Рама                                            | Стенки Д16А.Т. 0,6, пояса и стойки – углепластик  |          | 17,2                           |               |
|                                                                            | Крепеж и прочие детали                          |                                                   |          | 17,0                           |               |

Продолжение табл. 2

| № варианта и его особенности | Наименование элемента конструкции               | Особенности элемента конструкции                           | Материал    | Масса элемента конструкции, кг | Масса ОПГ, кг |
|------------------------------|-------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|-------------|--------------------------------|---------------|
| 1                            | 2                                               | 3                                                          | 4           | 5                              | 6             |
| 4                            | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Вафельная оболочка                                         | АМг6        | 27,5                           | 95,5          |
|                              | Верхний шпангоут                                |                                                            | АМг6        | 6,8                            |               |
|                              | Сферическая оболочка днища                      | Вафельная                                                  | АМг6        | 19,6                           |               |
|                              | Фланец днища                                    |                                                            | 01570       | 7,4                            |               |
|                              | Рама                                            | Стенки Д 16А.Т. 0,6 пояса и стойки – углепластик           |             | 17,2                           |               |
|                              | Крепеж и прочие детали                          |                                                            |             | 17,0                           |               |
| 5                            | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Вафельная оболочка                                         | АМг6        | 27,5                           | 101,8         |
|                              | Верхний шпангоут                                |                                                            | АМг6        | 6,8                            |               |
|                              | Сферическая оболочка днища                      | Гладкая толщиной 4,84 мм                                   | углепластик | 24,2                           |               |
|                              | Фланец днища                                    |                                                            | углепластик | 9,1                            |               |
|                              | Рама                                            | Стенки Д16 А.Т. 0,6 пояса и стойки-углепластик             |             | 17,2                           |               |
|                              | Крепеж и прочие детали                          |                                                            |             | 17,0                           |               |
| 6                            | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Вафельная оболочка                                         | АМг6        | 27,5                           | 98,1          |
|                              | Верхний шпангоут                                |                                                            | АМг6        | 6,8                            |               |
|                              | Сферическая оболочка днища                      | Сотовая оболочка (обшивка – углепластик, алюминиевые соты) |             | 13,4                           |               |
|                              | Фланец днища                                    |                                                            | углепластик | 9,1                            |               |
|                              | Рама                                            | Стенки Д16А.Т. 0,6, пояса и стойки – углепластик           |             | 17,2                           |               |
|                              | Крепеж и прочие детали                          |                                                            |             | 17,0                           |               |

| № варианта и его особенности | Наименование элемента конструкции               | Особенности элемента конструкции                           | Материал    | Масса элемента конструкции, кг | Масса ОПГ, кг |
|------------------------------|-------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|-------------|--------------------------------|---------------|
| 1                            | 2                                               | 3                                                          | 4           | 5                              | 6             |
| 7                            | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Вафельная оболочка                                         | АМг6        | 27,5                           | 88,3          |
|                              | Верхний шпангоут                                |                                                            | 01570       | 6,8                            |               |
|                              | Сферическая часть днища                         | Сотовая оболочка (обшивка – углепластик, алюминиевые соты) |             | 13,4                           |               |
|                              | Фланец днища                                    |                                                            | углепластик | 6,4                            |               |
|                              | Рама                                            | Стенки Д16А.Т. 0,6, пояса и стойки – углепластик           |             | 17,2                           |               |
|                              | Крепеж и прочие детали                          |                                                            |             | 17,0                           |               |
| 8                            | Корпус приборного отсека без верхнего шпангоута | Вафельная оболочка                                         | МА-15       | 19,9                           | 81,8          |
|                              | Верхний шпангоут                                |                                                            | МА-15       | 4,7                            |               |
|                              | Сферическая часть днища                         | Сотовая оболочка (обшивка – углепластик, алюминиевые соты) |             | 13,4                           |               |
|                              | Фланец днища                                    |                                                            | углепластик | 9,6                            |               |
|                              | Рама                                            | Стенки Д16А.Т. 0,6, пояса и стойки – углепластик           |             | 17,2                           |               |
|                              | Крепеж и прочие детали                          |                                                            |             | 17,0                           |               |

На основании анализа таблицы 2 можно сделать следующие выводы.

### Выводы

1. Минимальную массу 81,8 кг имеет вариант № 8 – отсек приборный герметичный, вафельная оболочка корпуса которого выполняется из магниевого сплава МА-15, днище – сотовой конструкции (обшивки – углепластик, алюминиевые соты).

Недостаток варианта: проблемы, связанные с получением полуфабрикатов из материала МА-15, а также с освоением и организацией производства конструкций из магниевых сплавов, в особенности процессов сварки, сложности антикоррозионной защиты. Кроме того обеспечение герметичности сферического



днища трехслойной конструкции требует дополнительной конструктивной и технологической проработки.

2. Наддув внутреннего объема ОПГ (варианты № 1, 2) нецелесообразен, поскольку выигрыша в массе отсека не дает, в особенности, с учетом затрат массы на дополнительные элементы конструкции системы наддува.

3. В технологическом отношении наиболее перспективным является вариант № 4 с массой 95,5 кг, вафельная оболочка корпуса которого выполнена из сплава АМг6, вафельная сферическая оболочка днища из того же материала, а фланец днища – из сплава 01570.

4. Реализация варианта № 7 с массой 88,3 кг требует решения тех же вопросов по обеспечению герметичности сферического сотового днища с углепластиковыми обшивками, что и для варианта № 8.

5. На основании приведенного анализа и с учетом возможностей производства была разработана рабочая документация на приборный отсек изделия «Бриз-КС» по варианту № 4.

В соответствии с выпущенной документацией масса отсека составляет 92,8 кг.

### **Разработка углепластиковых стержней с металлическими законцовками**

*К.т.н. Бахвалов Ю.О., к.т.н. Оленин И.Г.*

Композиционные материалы широко применяются в современных конструкциях авиационной и ракетно-космической техники для обеспечения массового совершенства изделий. В первую очередь композиты используются в оболочечных корпусных агрегатах изделий: обтекатели, проставки, баки. Здесь достигается наибольший выигрыш в массе.

Конструкторское бюро «Салют» на протяжении многих лет своей деятельности в разрабатываемых конструкциях использовало композиционные материалы. Одним из таких направлений было создание конструкций различного назначения с использованием углепластиковых стержней, большинство из которых прошли натурную эксплуатацию, подтвердившую правильность выбранных решений. Разработанные конструкции силовой рамы космического телескопа, каркаса солнечных батарей, системы разделения головных обтекателей ракет-носителей объединяет одно общее конструктивное решение – это наличие силовых трубчатых стержней. Подходам проектирования металлокомпозитных трубчатых стержней и компоновке на их основе каркасных конструкций и посвящена данная статья.

В силовой раме космического телескопа (рис. 1) для исключения перекосов (угловые смещения) оптических элементов при прогибах консолей был предложен механизм упругого параллелограмма, образованного стержнями-тягами и концевыми блоками. Тяги, для обеспечения стабильности их размеров, изготавливались из углепластика КМУ-4Л с нанесением защитного покрытия. Законцовки тяг включали в себя упругие шарниры, которые исключали люфты и од-

новременно играли роль термокомпенсаторов, обеспечивающих минимальные температурные перемещения.

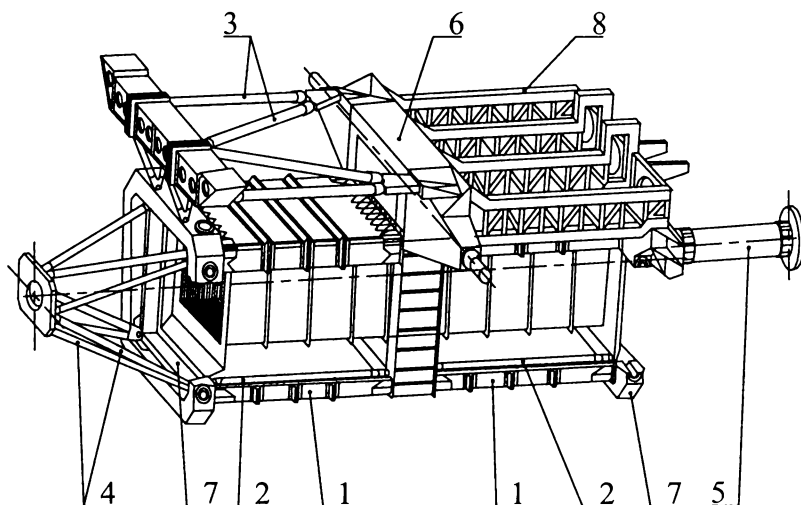


Рис. 1. Схема конструкции силовой рамы:  
1 – консоль; 2 – тяги подвески конечных блоков;  
3, 4, 5, 8 – рама подвески оборудования; 6 – средник;  
7 – конечный блок

Представленный комплекс экспериментально проверенных конструктивных решений обеспечил согласно техническим требованиям работоспособность силовой рамы космического телескопа в условиях действия невесомости, градиента температур, вакуума, термоциклирования, ионизирующих излучений, а также после воздействия предельных перегрузок на участке выведения.

При рассмотрении конструктивной схемы трехстворчатой солнечной батареи (СБ) основным требованием к каркасу (рис. 2) является обеспечение собственной частоты колебаний конструкции в пределах от 0,5 до 1,0 Гц. Нижний предел определяется нагрузками, действующими на каркас, а верхний предел ограничен частотой вращения силовых гироскопов, устанавливаемых на борту космического аппарата. Жесткость СБ полностью определяется жесткостью каркаса, собранного из углепластиковых трубчатых стержней, что предъявляет к последнему повышенные требования, особенно с учетом необходимости стыковки композитных стержней между собой через металлические законцовки, влияющие на общую податливость металлокомпозитных стержней. Примененные в каркасе углепластиковые стержни оптимизировались с учетом геометрии, структуры материала, знакопеременных силовых и тепловых нагрузок, потери массы и влаги, радиации. Характеристики стержней были выбраны из условия получения требуемой суммарной жесткости каркаса. Анализ жесткости каркаса проводился с использованием программы NASTRAN, при этом проводились расчеты с определением форм и частот изгибных колебаний в плоскости и из плоскости СБ и крутильных колебаний. Спроектированная каркасная конструк-

ция солнечной батареи оказалась на 30% легче эквивалентной по жесткости трехслойной конструкции с углепластиковыми обшивками, используемой в разработках солнечных батарей фирмами «Боинг» и «Локхид-Мартин» (США), «Астриум» и «Фокер» (Европа).

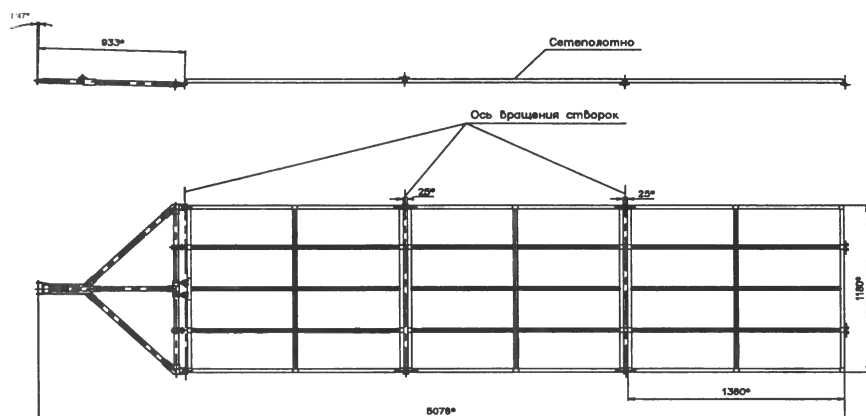


Рис. 2. Каркас солнечной батареи

Трехслойная конструкция корпуса головного обтекателя из композиционного материала выдвинула дополнительные требования к закрепляемым на нем узлам в части деформативности, что привело к разработке композитного трубчатого стержня продольной системы разделения (рис. 3).

Основным элементом, влияющим на жесткость рассматриваемых конструкций – силовой рамы космического телескопа и каркаса солнечных батарей, системы разделения головных обтекателей ракет-носителей - является композитный трубчатый стержень с металлическими законцовками. В силовой раме космического телескопа стержни-тяги представляют собой углепластиковые трубы с усилениями из стеклоткани на концах с металлическими законцовками, установленными на клею и винтах (рис. 4).

Материал законцовок – титан. Трубы выполнены из углепластика КМУ-4Л армированием  $0^\circ$  по отношению к оси; через каждые 7 слоев углепластика произведена подмотка одним слоем стеклонити ВС6-6. Всего уложено 20 слоев углепластика, толщина стенки тяги равна 3,7 мм. Конструкция законцовки предусматривает клеевое соединение по цилиндру с механическим зацеплением в виде дискретно расположенных винтов. Винты играют роль усиления, а основная жесткость соединения определяется параметрами клеевого слоя. Длина законцовок выбиралась из условия прочности соединения с трубой и стабильности всей длины титаноуглепластикового трубчатого стержня при нагреве, когда учитывается отрицательный коэффициент линейного растяжения углепластика и положительный – титана.

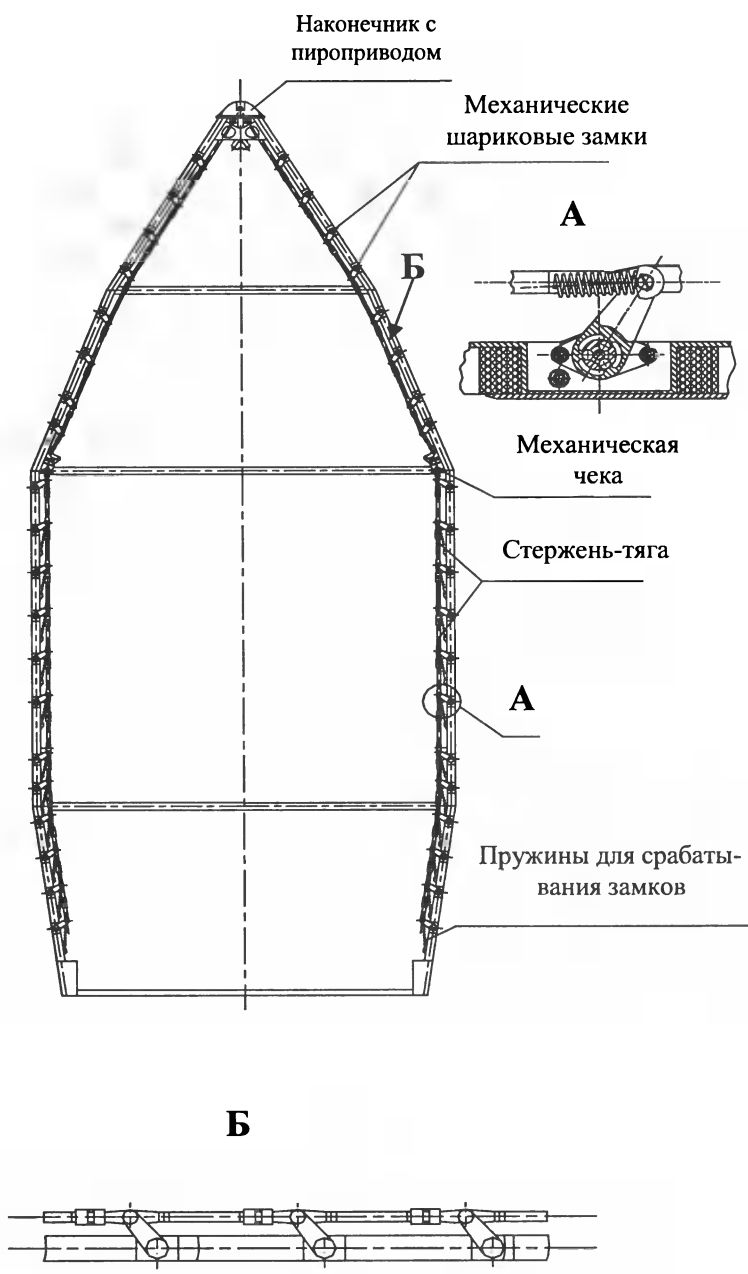


Рис. 3. Схема штатной системы разделения продольного стыка ГО

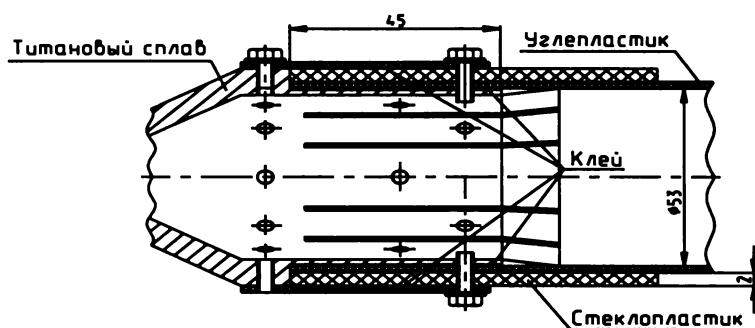


Рис. 4. Конструкция законцовки труб из углепластика

Трубчатые стержни рамок каркаса солнечной батареи изготавливаются из одного слоя органопластика Э2-62/ЭНФБ-2м – 1 сл. ( $0^\circ$ ), шести (для корневой вилки) или трех (для рамок) слоев углепластика ЛУП-0.1А/ЭНФБ-2м сл. ( $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $-45^\circ$ ,  $0^\circ$ ), одного слоя стеклопластика ТСВМ55313/ЭНФБ – 1 сл. ( $0^\circ$ ). По краям трубы клеиваются цилиндрические титановые законцовки, объединенные с фитингами (рис. 5). Для повышения надежности дополнительно к клею предусматривается установка одного болта-заклепки в каждом соединении. При изгибе СБ в стержнях возникают эквивалентные продольные силы  $\sim 2,5$  кН, в связи с чем длина законцовки выбирается из условия жесткости трубчатого стержня на изгиб.

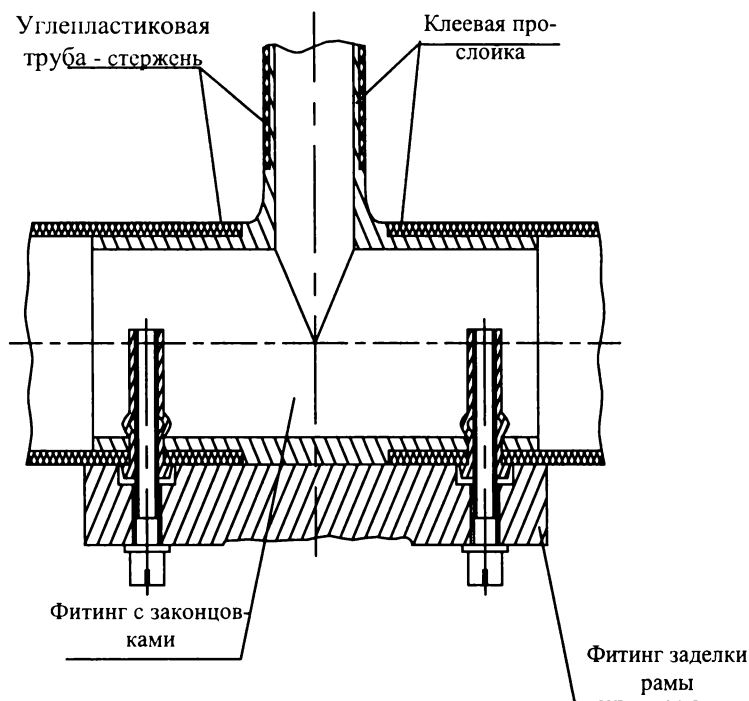


Рис. 5. Узлы соединений труб

В предлагаемых системах разделения продольного стыка головных обтекателей в качестве стержней-тяг используются комбинированные металлоуглепластиковые стержни, конструкция которых приведена на рис.6.

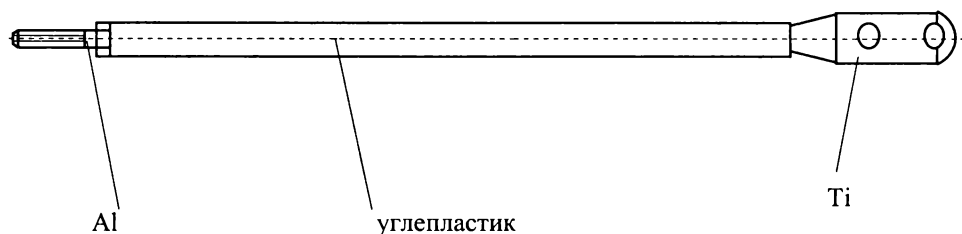


Рис. 6. Металлоуглепластиковый стержень

Замена алюминиевой части стержня на углепластиковую позволяет на порядок снизить температурные удлинения стержней и тем самым сблизить по деформативности стержневые системы разделения с углепластиковыми корпусами, на которых они монтируются. Такое техническое решение дает возможность более точно прогнозировать установку опережения срабатывания шариковых замков системы разделения и тем самым повышает надежность функционирования всего изделия.

Кроме того при оптимальной конструкции металлоуглепластиковых стержней достигается снижение массы системы разделения.

Анализ конструкций рассмотренных металлокомпозитных трубчатых стержней показывает, что жесткость стержней в значительной степени определяется жесткостью законцовок. Соединения законцовок с трубой выполняются склеиванием с дополнительным механическим зацеплением в виде дискретно поставленных винтов или с помощью конической поверхности сопряжения. Рациональные приемлемые по техническим требованиям конструкции металлокомпозитных стержней устанавливаются путем решения задачи оптимизации многопараметрической системы «трубчатый композитный стержень – металлическая законцовка».

В большинстве случаев решаются задачи прочности соединений законцовок со стержнем и малоизученными оказываются задачи оценки жесткости таких соединений, особенно в составе всего металлокомпозитного стержня. Актуальность подобных задач следует из приведенных конструкций космических радиотелескопов и каркасов солнечных батарей, в которых особую значимость приобретает именно жесткость стержневых элементов, обеспечивающая стабильно устойчивое функционирование изделий.

Расчет на жесткость композитного трубчатого стержня с наклеенными металлическими законцовками проводится в соответствии со схемой (рис. 7), когда вся длина комбинированного стержня разбивается на два участка: на первом – длиной  $l$  – клеесклеиваемое соединение двух конических оболочек малого угла конусности, на втором – длиной  $l_n$  – свободная цилиндрическая оболочка.

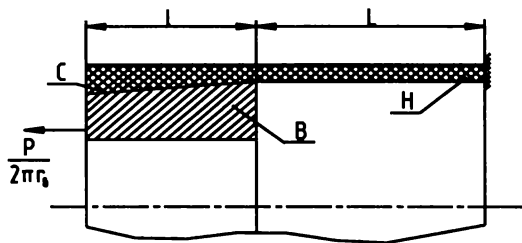


Рис. 7. Расчетная схема «стержень - законцовка»

Модель деформирования клеевого соединения строится на основе следующих допущений. Скрепляемые конические оболочки являются тонкостенными, ортотропными, линейно-упругими, с малым углом конусности.

Клеевой слой – изотропный, нагружается в пределах упругих деформаций. В нем определяются поперечные касательные напряжения ( $\tau_c$ ), пропорциональные разности продольных смещений оболочек ( $u_H, u_B$ ), и поперечные нормальные напряжения ( $\sigma_c$ ), пропорциональные разности радиальных перемещений оболочек ( $w_H, w_B$ ). Напряжения  $\sigma_c$  обусловлены наклоном поверхности раздела на угол конусности  $\alpha$ , эффектом Пуассона, когда наружная оболочка при растяжении сдавливает внутреннюю, температурными деформациями. Оценка несущей способности соединений производится по величине максимальных касательных напряжений, вычисленных в клеевом слое согласно третьей теории прочности.

Особенности рассмотренного соединения вполне учитываются в рамках известной безмоментной схемы клеевых соединений оболочек, в которой конические оболочки считаются безмоментными, а в клеевом слое находятся трансверсальные напряжения, постоянные по его толщине. Соответствующая система уравнений записывается в виде четырех обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка относительно нормальных сил ( $N_H, N_B$ ) и продольных перемещений ( $u_H, u_B$ ) в наружной и внутренней оболочках.

$$\frac{dY}{dx} = FY + G,$$

где  $Y$  – вектор состояния, 4 элемента;

$F$  – матрица коэффициентов (4×4);

$G$  – вектор нагрузок, 4 элемента.

Уравнения деформирования свободной части трубчатого стержня (безмоментной наружной оболочки) записываются в аналогичной форме

$$\frac{dY_H}{dx} = F_H Y_H + G_H,$$

где  $Y_H$  – вектор состояния, 2 элемента, образован неизвестными  $N_H, u_H$ .

По торцам комбинированного стержня задано 3 граничных условия:

$$x = 0, \quad N_H = 0, \quad N_B = N_B^O,$$

$$x = \ell_n + \ell, \quad u_H = 0.$$

На границе раздела клеевого соединения и наружной оболочки задано 3 условия сопряжения:

$$x = \ell, \quad N_H^{(k)} = N_H^{(k+1)}, \quad u_H^{(k)} = u_H^{(k+1)}, \quad N_B^{(k)} = 0,$$

где  $k$  – номер участка интегрирования.

Краевая задача решается численно, методом дифференциальной прогонки.

Согласно стандартной процедуре метода прогонки, вектор состояния  $Y$  разбивается на два вектора  $N$  и  $u$ , между которыми существует линейная связь

$$N = Lu + R,$$

коэффициенты которой – матрица  $L$  и вектор  $R$  определяются путем интегрирования прогоночной системы уравнений.

Принимаем

$$Y = \begin{Bmatrix} N \\ u \end{Bmatrix}, \quad N = \begin{Bmatrix} N_H \\ N_B \end{Bmatrix}, \quad u = \begin{Bmatrix} u_H \\ u_B \end{Bmatrix}.$$

Аналогично для вектора  $Y_H$

$$N_H = L_H u_H + R_H,$$

где  $Y_H = \begin{Bmatrix} N_H \\ u_H \end{Bmatrix}.$

Для сквозного интегрирования прогоночных уравнений разного порядка на участке соединения и на участке свободного стержня получены выражения для переходных матриц  $L_{PP}^{\Pi}$  и вектора  $R_{PP}^{\Pi}$  прямого и  $L_{OB}^{\Pi}$ ,  $R_{OB}^{\Pi}$  обратного хода.

$$L_{PP}^{\Pi} = L_{11} - L_a L_{21};$$

$$R_{PP}^{\Pi} = L_a (R_* - R_2) + R_1;$$

$$L_{OB}^{\Pi} = \begin{bmatrix} L_H^O & 0 \\ 0 & L_* \end{bmatrix}, \quad R_{OB}^{\Pi} = \begin{Bmatrix} R_H^O \\ R_* \end{Bmatrix},$$

где  $L_a = L_{12} (L_{22} - L_*)^{-1},$

$L_*, R_*$  – заданные матрица и вектор;

при  $x = \ell$ ,  $L_* = 0$ ,  $R_* = 0$  и условии  $N_B^{(k)} = 0.$



На основе выражений был разработан блок вычисления переходных матриц прямого и обратного хода и подключен к действующей компьютерной программе KL-1М расчета клеевых соединений стержней и оболочек.

Аналитический метод оценки жесткости механического зацепления по конусу композитного трубчатого стержня с металлической законцовкой позволяет определить нагрузку, при которой законцовка выдергивается из трубчатого стержня и нарушается целостность конструкции.

В модели деформирования клинового соединения (рис. 8) считается, что внутренняя деталь – законцовка – не деформируется, наружная деталь – композитный стержень – состоит из упругой ортотропной цилиндрической оболочки радиуса  $r$  и упругого кольца длиной  $\ell$ , контур поперечного сечения которого при деформациях не искажается. При деформации композитного стержня его контакт с законцовкой происходит в угловой точке А (рис. 9). Глубина соединения – отрезок ВС.

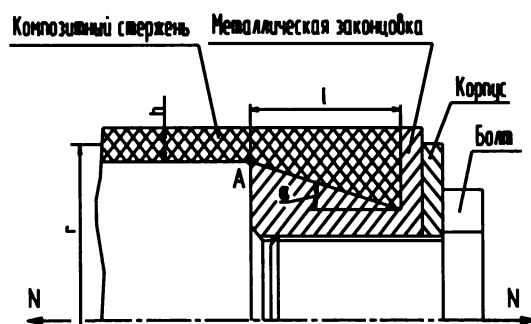


Рис. 8. Клиновое соединение композитного стержня с металлической законцовкой

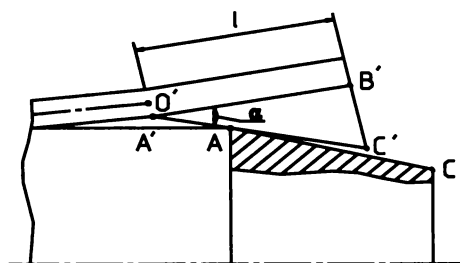


Рис. 9. Схема деформирования композитного стержня

Под действием осевой силы кольцо стержня скользит по законцовке (рис. 9), деформируется, а цилиндрическая часть стержня изгибается от возникших распределенного изгибающего момента  $M_O$  и распределенной по окружности поперечной силы  $Q_O$ . Равновесие соединения наступает при некоторых радиальных деформациях стержня, и если радиальное перемещение  $W_C$  точки С стержня превысит глубину соединения (BC), то произойдет разъединение стержня и законцовки. Таким образом, задача расчета клинового соединения трубчатых стержней состоит в нахождении радиального перемещения  $W_C$  точки С композитного стержня.

Для решения задачи записывается потенциальная энергия системы ( $\Pi$ ), которая складывается из работы ( $A$ ) продольной силы ( $N$ ) на осевом перемещении стержня ( $\Delta S$ ) и потенциальной энергии деформации стержня ( $\Pi_1$ ) и кольца ( $\Pi_2$ )

$$\Pi = \Pi_1 + \Pi_2 - A.$$

С учетом малости радиальных перемещений точки О стержня  $W_O$  и малости углов поворота  $\vartheta_0$  выведены следующие формулы:

$$A = N\lambda(p_1 u + p_2 uv) - \frac{N\lambda}{8}(2u^2 + v^2),$$

$$\Pi_1 = \left( \frac{1}{2} M_O \vartheta_0 + \frac{1}{2} Q_O W_O \right) 2\pi r = \frac{2\pi r D_X}{\lambda} (v^2 + 2u^2 - 2uv),$$

$$\Pi_2 = \frac{1}{2} \iint 2\pi \varepsilon_K \sigma_K dF = \frac{\pi E_{yK} F \lambda^2}{r} (m_1 u^2 + 2m_2 uv + m_3 v^2),$$

где  $u = \frac{W_O}{\lambda}$ ;  $v = \vartheta_0$ ;  $p_1 = \frac{1}{tg \alpha}$ ;  $p_2 = 1 + \frac{1}{tg^2 \alpha}$ ;

$$\lambda = \frac{1}{k}; \quad 4k^4 = \frac{E_y h}{r^2 D_X}.$$

$m_1, m_2, m_3$  – комплексы геометрических характеристик поперечного сечения кольца.

Окончательно

$$\Pi = u^2 \left( B_1 + \frac{\lambda}{4} N \right) + v^2 \left( B_2 + \frac{\lambda}{8} N \right) + uv (B_3 - p_2 \lambda N) - u p_1 \lambda N,$$

где  $B_1, B_2, B_3$  – обобщенные жесткости стержня и кольца.

Из условия экстремума функции двух переменных  $\Pi(u, v)$  определяются уравнения равновесия клинового соединения.

$$\frac{\partial \Pi}{\partial u} = 0; \quad \frac{\partial \Pi}{\partial v} = 0,$$

отсюда определяются параметры  $u, v$ , при которых нагруженное соединение находится в равновесии.

$$u = \frac{2p_1\lambda N}{B_N} \left( B_2 + \frac{\lambda}{8} N \right);$$

$$v = -\frac{p_1\lambda N}{B_N} (B_3 - p_2\lambda N),$$

где  $B_N = 4 \left( B_2 + \frac{\lambda}{8} N \right) \left( B_1 + \frac{\lambda}{4} N \right) - (B_3 - p_2\lambda N)^2$ .

Найденное равновесие проверяется на устойчивость согласно критерию Сильвестра.

$$\frac{\partial^2 \Pi}{\partial u^2} \times \frac{\partial^2 \Pi}{\partial v^2} - \left( \frac{\partial^2 \Pi}{\partial u \partial v} \right)^2 > 0;$$

в данном случае  $B_N > 0$ .

Критическая сила  $N_{кр}$  находится из условия  $B_N = 0$ .

При устойчивом положении равновесия раскрытие (целостность) клинового соединения трубчатых стержней под нагрузкой не наступит, если

$$W_{c'} < (BC)$$

или

$$\lambda u + \ell v < \ell \operatorname{tg} \alpha.$$

Из последнего выражения находится равновесная нагрузка  $N$  до которой сохраняется жесткость (целостность) клинового соединения и уравнение для нахождения  $N$  принимает вид

$$p_1\lambda N \left[ 2\lambda \left( B_2 + \frac{\lambda}{8} N \right) - \ell (B_3 - p_2\lambda N) \right] - B_N \ell \operatorname{tg} \alpha = 0.$$

Проектирование стержня-тяги для системы разделения ГО проводилось с учетом действия на систему динамических нагрузок, к которым относятся ударные силовые и тепловые возмущения, позволяющие производить верхнюю оценку несущей способности стержней-тяг и момента срабатывания шариковых замков продольного стыка головного обтекателя в его корневой части. Многочисленные испытания показали, что на первый стержень приходится основной удар и он теряет устойчивость с образованием двух полуовалн.

Учитывая ударное действие нагрузок, процесс потери устойчивости шарнирно закрепленного стержня рассматривается как процесс возникновения поперечных колебаний, амплитуда которых приравняется к заданным максимальным отклонениям стержня  $W_{k \max}$ .

Для величины критической силы на первый стержень цепочки стержней получена формула

$$P_{кр} = F_{кр} \left[ \left( \frac{W_{k \max}}{h} \right)^2 \cdot \frac{Sl^2}{\pi^4 Ik^2} + k^2 \right],$$

где  $F_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{l^2}$ .

После введения параметра  $\gamma$

$$\gamma = \left( \frac{W_{k \max}}{h} \right)^2 \cdot \frac{Sl^2}{\pi^4 Ik^2} + k^2$$

формула принимает вид

$$P_{кр} = \gamma F_{кр}$$

Отсюда следует, что динамическая критическая нагрузка  $P_{кр}$  превышает статическую (классическую)  $F_{кр}$  в  $\gamma$  раз.

Было исследовано влияние длины стержня на его динамическую устойчивость и зависимость от максимальных прогибов  $W_{k \max}$ . Результаты расчетов сведены в таблицу 1. Оказалось, что критические нагрузки соответствуют потере устойчивости стержней с образованием двух полуволн ( $k = 2$ ), что наблюдается, в основном, при испытаниях.

Таблица 1

| l,<br>мм | $W_{k \max}$ ,<br>мм | $\gamma$ |      |       |       |
|----------|----------------------|----------|------|-------|-------|
|          |                      | k=1      | k=2  | k=3   | k=4   |
| 300      | 1,5                  | 10,4     | 6,35 | 10,04 | 16,59 |
|          | 1                    | 5,2      | 5,05 | 9,47  | 16,26 |
| 400      | 1,5                  | 17,8     | 8,2  | 10,87 | 17,05 |
|          | 1                    | 8,47     | 5,87 | 9,83  | 16,47 |

Далее находится критическая сила, учитывающая начальные неправильности формы стержня (начальные прогибы стержня) по приближенной схеме. Для критической силы ( $\tilde{P}_{кр}$ ) неидеального стержня получена формула

$$\tilde{P}_{кр} = \tilde{\gamma}_{кр} F_{кр},$$

где  $\tilde{\gamma}_{кр} = \gamma \left( 1 - \frac{W_{0 \max}}{W_{k \max}} \right)$ .

Проведенные расчеты показывают (таблица 2), что динамические критические силы при учете начальных технологических отклонений в 2–5 раз выше статических.

Таблица 2

| l,<br>мм | $W_{k \text{ макс.}}$<br>мм | $W_{0 \text{ макс.}}$<br>мм | $\tilde{\gamma}.$<br>(k=2) | $\gamma$<br>(k=2) |
|----------|-----------------------------|-----------------------------|----------------------------|-------------------|
| 300      | 1,5                         | 0,5                         | 4,2                        | 6,35              |
|          |                             | 0,2                         | 5,5                        |                   |
|          | 1                           | 0,5                         | 2,5                        | 5,05              |
|          |                             | 0,2                         | 4,0                        |                   |
| 400      | 1,5                         | 0,5                         | 5,5                        | 8,2               |
|          |                             | 0,2                         | 7,1                        |                   |
|          | 1                           | 0,5                         | 2,9                        | 5,87              |
|          |                             | 0,2                         | 4,7                        |                   |

Распределение контактных сил между остальными стержнями цепочки рассчитывается по следующей формуле:

$$P_{\text{конт}}^{i,i+1} = \frac{1}{2\pi l} \left( \frac{5\pi}{2} \right)^{\frac{3}{5}} \left[ \frac{E}{\rho(1-\nu^2)} \right]^{\frac{2}{5}} \cdot V_0^{\frac{6}{5}} m(n-i).$$

Расчет удлинений цепочки стержней при температурном воздействии показал, что при нагреве цепочки из девяти металлоуглепластиковых стержней на 40<sup>0</sup>С удлинение составило 0,17 мм, алюминиевых стержней – 3,74 мм.

В заключение можно сказать, что в результате проведенных работ найдены конструктивно-технологические решения металлокомпозитных трубчатых стержней для тяг силовой рамы космического телескопа, каркаса солнечных батарей и механизма разделения продольного стыка головного обтекателя ракеты-носителя, которые оптимизированы с помощью расчетных и экспериментальных методов. Разработаны методы расчета жесткости металлокомпозитных трубчатых стержней с учетом упругости клеевого слоя и конусного механического зацепления, что позволяет решать задачи проектирования комбинированных стержней жестких элементов нагруженных конструкций.

## **Применение конструкций из композиционных материалов при модернизации ракеты-носителя «Протон-М» и разгонного блока «Бриз-М»**

*К.т.н. Бахвалов Ю.О., Бахтин А.Г., Молочев В.П., к.т.н. Петроковский С.А.*

Наметившаяся в последние годы тенденция повышения массы зарубежных и отечественных космических аппаратов и требование по увеличению сроков их активного существования на целевой орбите вызвали необходимость продолжить работы по улучшению энергомассовых характеристик ракеты-носителя «Протон-М» и разгонного блока «Бриз-М».

Одним из главных направлений повышения весовой эффективности корпусов РН и РБ является широкое применение углепластиковых композиционных материалов.

В период 2000–2005 годов в КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проведен большой объем расчетных, конструкторских и экспериментальных работ, позволивший в короткий срок разработать и внедрить целый ряд корпусных элементов РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М» из углепластиковых композиционных материалов. Это адаптер РБ «Бриз-М», крупногабаритный головной обтекатель, гаргроты и межбаковые отсеки РН «Протон-М».

### **Адаптер разгонного блока «Бриз-М»**

Адаптер РБ «Бриз-М» предназначен для установки на него выводимого космического аппарата. Крепление КА осуществляется с помощью стяжной замковой ленты. Адаптер оснащается толкателями для отделения КА, а также электро- и пневморазъемами.

Традиционно в мировой практике адаптеры выполняются в виде гладкой металлической или трехслойной углепластиковой конической оболочки.

В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с ЦНИИ Специального машиностроения (ЦНИИСМ) был разработан легкий сетчатый углепластиковый адаптер для стандартной ленточной замковой системы разделения 1194А (рис. 1).

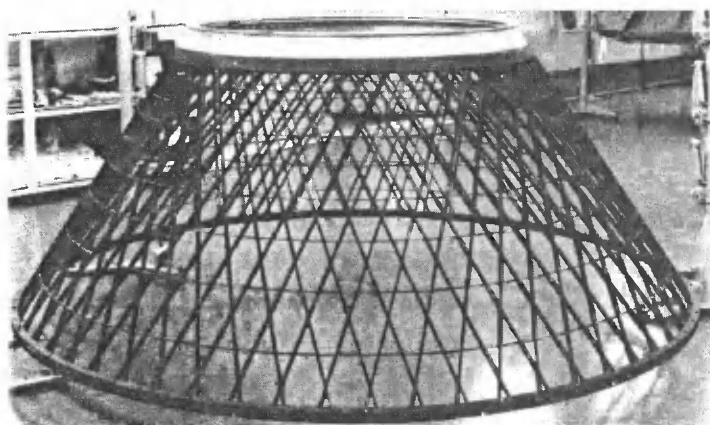


Рис. 1. Сетчатый углепластиковый адаптер

Адаптер спроектирован для выведения космических аппаратов массой до 7 тонн и положением центра масс относительно стыковочной поверхности – 2,2 метра. Габариты адаптера составляют: по нижнему стыку (плоскость соединения с разгонным блоком «Бриз-М») —  $\varnothing 2490$  мм, по верхнему стыку (плоскость соединения с КА) —  $\varnothing 1194$  мм. Высота адаптера – 1000 мм.

При собственной массе углепластиковой сетчатой конструкции 45 кг адаптер способен выдерживать осевую сжимающую нагрузку более 1500 кН. При этом осевая жесткость превышает 300 кН/мм.

Важной особенностью сетчатых углепластиковых конструкций, к которым относится адаптер, является хорошая технологичность, обеспечивающая короткий цикл изготовления (один месяц) и высокий коэффициент использования материала (около 95%).

Сетчатые углепластиковые конструкции, подобные адаптеру, изготавливаются методом автоматической программируемой намотки на станках с программным управлением, что обеспечивает высокое качество и стабильность производства при относительно низких затратах. Усовершенствованная в настоящее время оснастка позволяет производить намотку двух адаптеров одновременно (рис. 2).

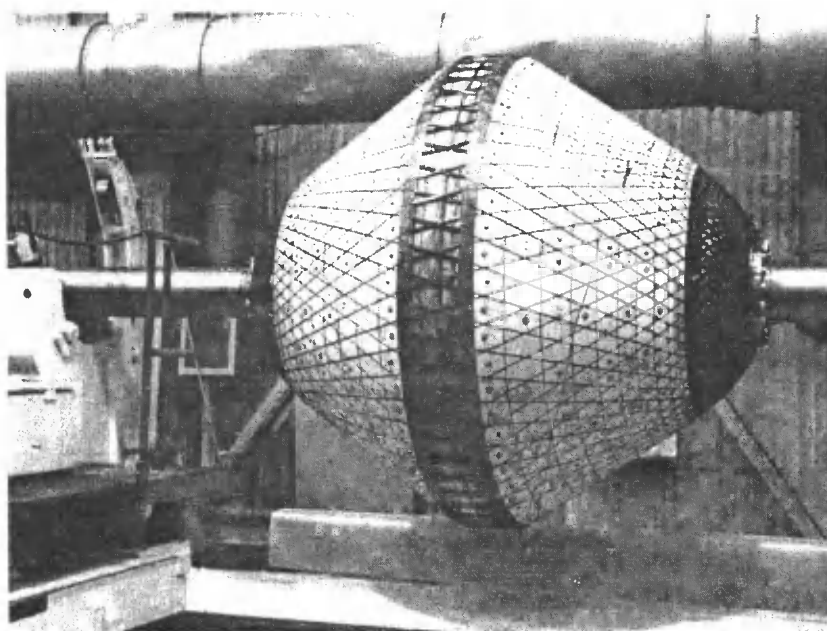


Рис. 2

При создании адаптера были решены две принципиально важные задачи:

- интеграция верхнего металлического шпангоута в углепластиковую конструкцию (рис. 3);
- создание отдельных сплошных поверхностей на сетчатой конструкции для крепления различных кронштейнов и оборудования (рис. 4).

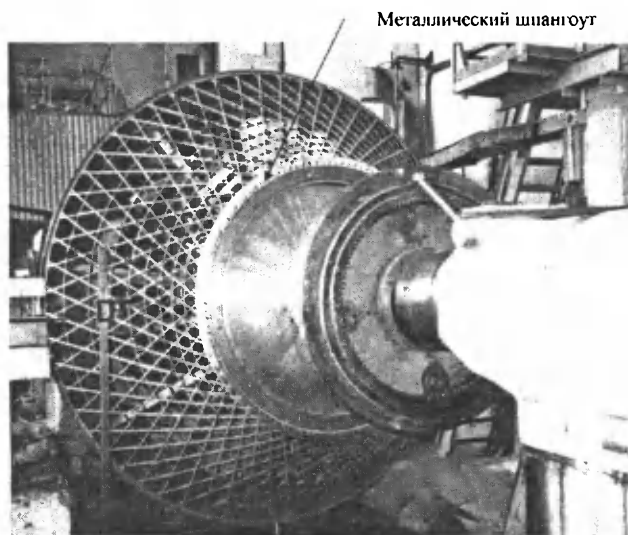


Рис. 3

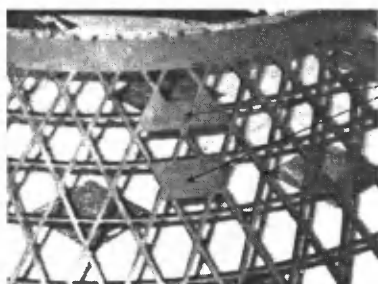


Рис. 4

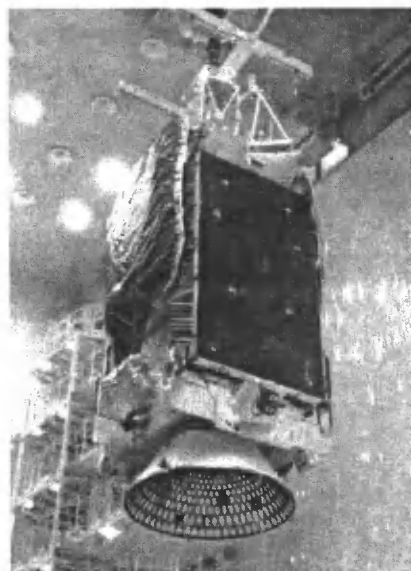


Рис. 5. Космический аппарат «Интелсат X-02» с сетчатым углепластиковым адаптером

Первая задача была решена за счет создания в массиве алюминиевого шпангоута профилированных пазов, являющихся продолжением пазов в оснастке, служащих для формообразования ребер сетчатой конструкции при намотке.

Вторая задача решалась методом заполнения отдельных групп ячеек сетчатой конструкции пастообразной композицией на основе рубленных углепластиковых волокон и связующего с последующей полимеризацией.



Созданный в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева сетчатый углепластиковый адаптер прошел полный цикл статических и динамических испытаний совместно с системой разделения 1194А. Он использовался при выведении 9 зарубежных космических аппаратов, в том числе тяжелого космического аппарата «Интелсат Х-02» массой 5600 кг (рис. 5).

### Трехслойные углепластиковые головные обтекатели

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева одним из первых в российской космической отрасли стал широко применять трехслойные конструкции из полимерных композиционных материалов для изготовления крупногабаритных обтекателей.

К настоящему моменту накоплен большой опыт их применения, изготовления, испытаний и эксплуатации. Разработана целая серия трехслойных углепластиковых головных обтекателей различной длины.

На рис. 6 показана последняя модификация головного обтекателя для РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» длиной 15,2 метра, предназначенного для выведения крупногабаритных космических аппаратов. Особенностью этой модификации ГО является наличие удлиненной конической части, позволившей на 20% снизить аэродинамическое сопротивление при полете РН на атмосферном участке. Для отделения створок ГО используются пневмотолкатели с уменьшенной массой по сравнению с пружинными толкателями, применявшимися ранее.

При проектировании данного обтекателя был использован весь предыдущий опыт, проведена оптимизация толщин обшивок и схем их армирования для различных зон конструкции, в том числе и в местах приложения больших сосредоточенных нагрузок (фитинги продольного и поперечного разъемов, кронштейны крепления пневмотолкателей).

При оптимизации конструкции ГО в зонах сосредоточенных нагрузок широко применялись трехмерные конечно-элементные модели (рис. 7, 8, 9).

Проведенная оптимизация конструкции ГО позволила значительно снизить его массу, что особенно важно при запусках коммерческих КА, поскольку в этих случаях сброс ГО происходит на участке полета III ступени РН «Протон-М».

В последнее время основной объем трехслойных углепластиковых оболочек для головного обтекателя и гаргротов РН «Протон-М» и «Рокот» (рис. 10) изготавливается ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в кооперации с Обнинским научно-производственным предприятием (ОНГШ) «Технология».



Рис. 6. Головной обтекатель РН «Протон-М»

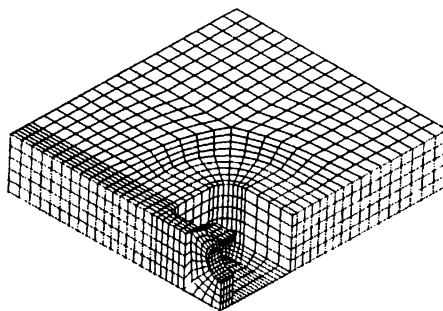


Рис. 7. Расчетная модель фитинга продольного разъема ГО

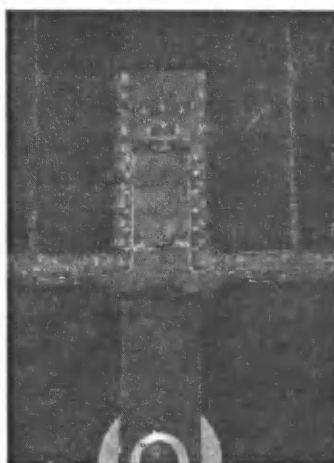
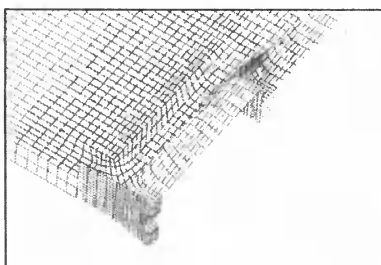


Рис. 8. Расчетная модель и фитинг поперечного разъема ГО

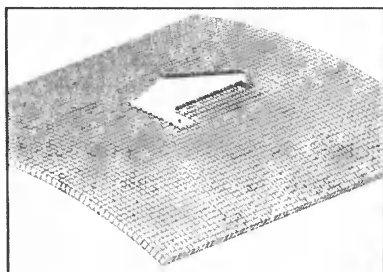


Рис. 9. Расчетная модель и узел опоры толкателя створок ГО

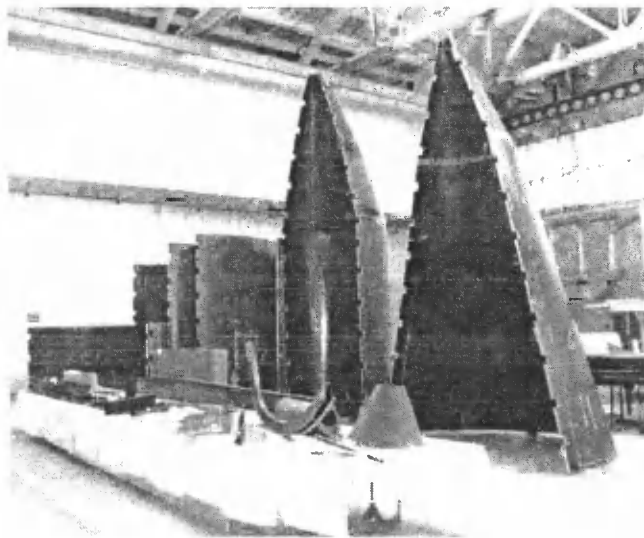


Рис. 10. Элементы головного обтекателя и гаргротов РН «Протон-М»

Для дальнейшего снижения массы головных обтекателей предложено использовать следующие новые разработки:

- применение высокомодульных углепластиковых препрегов;
- прессование несущих обшивок трехслойных оболочек переменной кривизны целиком, исключая многочисленные перестыковочные элементы;
- применение заливочных композиций с уменьшенной вдвое плотностью при сохранении прочностных характеристик;
- применение сетчато наносимых клеевых пленок для соединения сотового заполнителя с несущими обшивками.

Эти мероприятия позволяют получить существенный дополнительный выигрыш (до 10%) в массе головного обтекателя.

#### **Приборный и хвостовой отсеки II ступени РН «Протон-М» сетчатой конструкции из углепластика**

Начиная с 2000 года в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с ЦНИИСМ проводились расчетные, конструкторские и технологические работы по созданию крупногабаритных цилиндрических оболочек сетчатой конструкции из углепластика, изготавливаемых методом намотки (рис. 11). Такие оболочки предполагалось использовать при создании облегченных корпусных элементов II ступени РН «Протон-М», а именно приборного и хвостового отсеков.

Особенностями этих отсеков в составе РН «Протон-М» являются:

- высокий уровень нагружения осевыми сжимающими силами на участке полета I ступени РН «Протон-М» (от 7500 кН до 12000 кН);
- необходимость установки транспортно-такелажного шпангоута внутри приборного отсека для восприятия поперечной нагрузки со стороны транспортно-установочного агрегата (600 кН) при перевозке РН «Протон-М» из монтажно-испытательного корпуса на стартовую позицию;

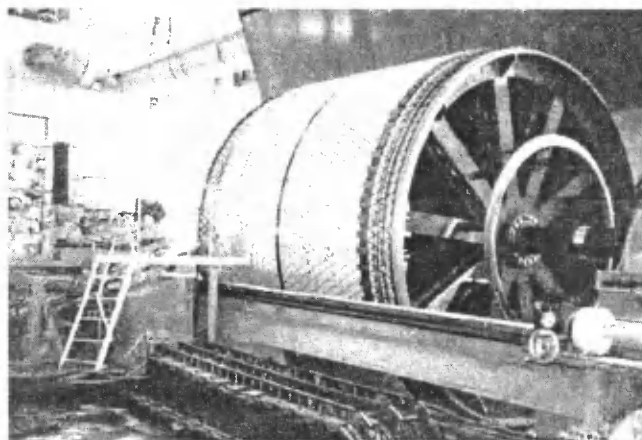


Рис. 11

– наличие люков обслуживания и вырезов для прохода транзитных кабелей в обечайках отсеков (рис. 12);

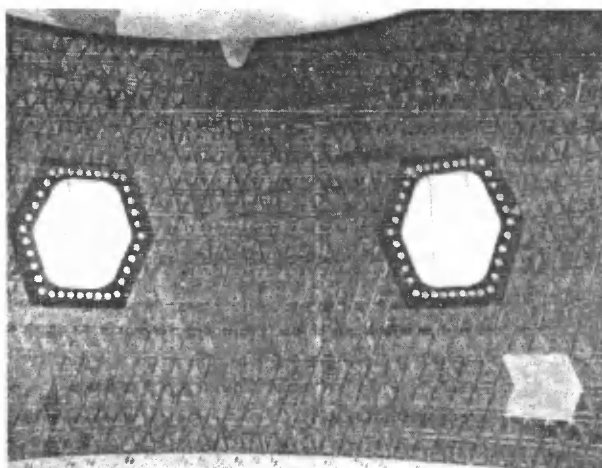


Рис. 12

– наличие больших сосредоточенных сил, приложенных со стороны фермы горячего разделения I и II ступеней на хвостовой отсек.

Для решения этих проблем использовалось детальное конечно-элементное моделирование (рис. 13). Такое моделирование позволило выбрать оптимальную силовую схему отсеков с учетом сосредоточенных нагрузок и концентрации напряжений в области люков и вырезов.

В результате математического моделирования были сделаны следующие выводы:

— снижение уровня напряжений в зоне люков и вырезов необходимо осуществлять с помощью углепластиковых усилений (рис. 12), формируемых из

дополнительных слоев углепластиковой ткани со связующим, выкладываемых постепенно в этих зонах в процессе намотки ребер сетчатой конструкции;

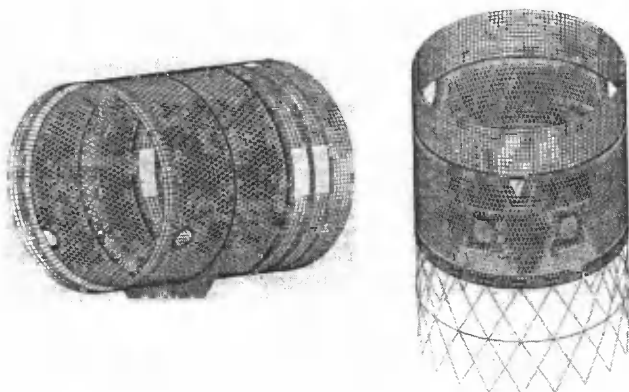


Рис.13. Конечно-элементные модели приборного и хвостового отсеков  
II ступени РН «Протон-М»

— оптимальной конструкцией транспортно-такелажного шпангоута приборного отсека является плоская сетчатая (ферменная) конструкция, изготавливаемая также методом непрерывной намотки;

— для обеспечения прочности нижней части сетчатой углепластиковой конструкции хвостового отсека необходимо использование короткого промежуточного металлического отсека, позволяющего «размазать» сосредоточенные силы, приходящие со стороны фермы горячего разделения.

В результате проведенных проектно-расчетных и экспериментальных работ в 2004–2005 годах были спроектированы, изготовлены и испытаны приборный и хвостовой отсеки II ступени РН «Протон-М» (рис. 14, 15).

Суммарный выигрыш по массе II ступени за счет этих отсеков составляет около 450 кг.

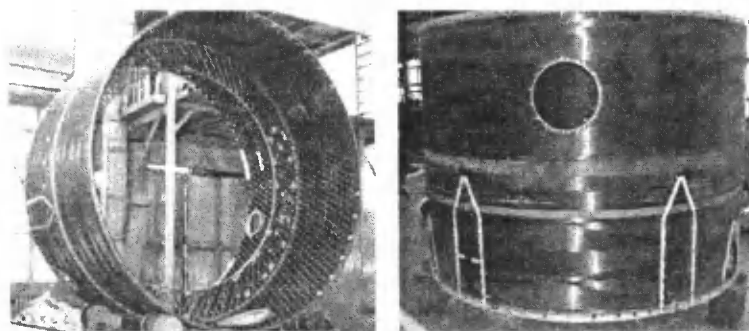


Рис. 14. Приборный сетчатый углепластиковый отсек II ступени РН «Протон»

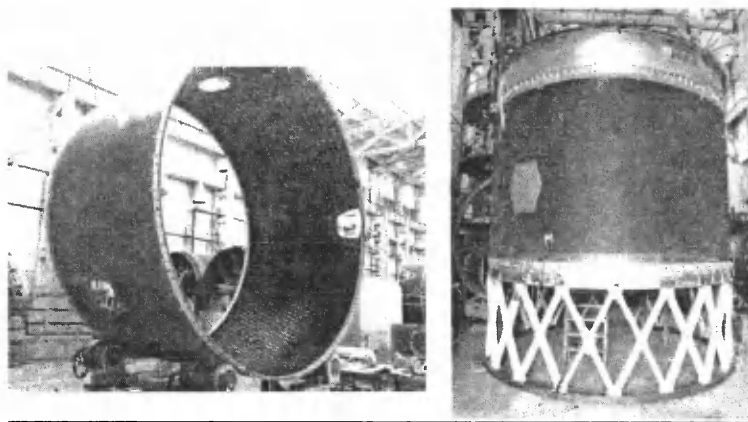


Рис. 15. Хвостовой сетчатый углепластиковый отсек II ступени РН «Протон-М»

### **Хвостовой отсек III ступени РН «Протон-М» из интегральных углепластиковых панелей**

Одним из мероприятий по повышению энергомассовых характеристик РН «Протон-М» является применение интегральных подкрепленных углепластиковых панелей в конструкции хвостового отсека III ступени (рис. 16). Эта работа была начата в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева совместно с ОНПП «Технология» в 2004 году.

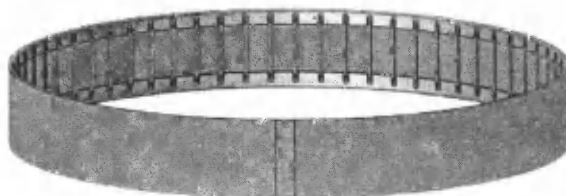


Рис. 16. Хвостовой отсек III ступени РН «Протон-М»  
из интегральных углепластиковых панелей

Разрабатываемый отсек представляет собой конструкцию, собираемую из четырех цилиндрических интегральных прессованных панелей и металлических торцевых шпангоутов.

Особенностью изготовления интегральных панелей является то, что стрингеры и обшивка отверждаются одновременно в процессе формования панелей автоклавно-термокомпрессионным методом, что обеспечивает полное отсутствие механических и клеевых соединений.

Конструктивная схема интегральных панелей и технология их изготовления обеспечивают выполнение технологических люков с усиленными кромками, а также стыковку с металлическими шпангоутами.

С целью повышения критических напряжений в панелях был проведен комплекс расчетно-экспериментальных исследований по выявлению конструктив-

ных параметров, существенно влияющих на прочность соединения «стрингер-обшивка», что было учтено при выпуске окончательного комплекта конструкторской документации.

### **Заключение**

Начиная с 2000 года в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разработан целый ряд корпусных элементов РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М» из углепластиковых композиционных материалов, что позволяет значительно увеличить массу выводимой полезной нагрузки. При этом общая масса конструкций из композиционных материалов в РН «Протон-М» и РБ «Бриз-М» составляет более 3000 кг.

## **МЕХАНИЗМЫ**

### **Системы раскрытия аэродинамических поверхностей малого удлинения**

*Главацкий Л.А., Соин В.И.*

В конце семидесятых – начале восьмидесятых годов прошлого столетия в КБ «Салют» разработана система раскрытия крыла изделия 44.

Каждый полуразмах крыла имел 3 шарнира складывания: корневой, средний и концевой. Сложность разработки заключалась в сочетании многих факторов: плотность (рис.1) компоновки; малая толщина профиля крыла для размещения механизмов; жесткие весовые требования; переменный в процессе раскрытия момент инерции крыла и широкий диапазон аэродинамических нагрузок на крыло как помогающих, так и препятствующих раскрытию – при высоких требованиях по синхронизации раскрытия полуразмахов; «суровые» климатические условия эксплуатации – соляной туман, диапазон температур плюс 50...минус 60°C.

После весовой оптимизации конструкции выбрана схема раскрытия, удовлетворяющая всем требованиям. Раскрытие полуразмахов крыла производилось независимое.

Корневая часть крыла переводилась в полетное положение с помощью пиротехнического привода – автомата раскрытия крыла (АРК); средняя часть крыла раскрывалась с помощью тяг и качалок, расположенных в лонжероне, использующих перемещение корневой части относительно фюзеляжа, а концевая часть крыла раскрывалась также с помощью системы тяг и качалок, которая использовала перемещение средней части относительно корневой.

В раскрытом положении крыло фиксировалось по корневой части подпружиненными позиционными фиксаторами, средняя часть фиксировалась установкой механизма в «мертвое» положение, а концевая часть – пружинной тягой, создающей момент фиксации, превышающий шарнирный аэродинамический момент.

В транспортном (сложенном) положении корневая часть и концевая часть полуразмаха крыла крепились пирозамками (к разгонной ступени и фюзеляжу соответственно). Синхронизация раскрытия полуразмахов осуществлялась автоматами раскрытия крыла.

Автомат раскрытия крыла представляет собой двухсредный силовой цилиндр, давление создается пороховым аккумулятором с одной стороны поршня,



с другой стороны цилиндр заправлен рабочей жидкостью, которая при движении поршня вытесняется через регулятор расхода, а далее через сливной клапан – в атмосферу. Регулятор расхода представлял собой гильзу с профилированными окнами, золотник и прецизионную пружину. Таким образом, регулятор расхода поддерживал постоянный расход вытесняемой жидкости и, тем самым, постоянную скорость перемещения штока АРК в широком диапазоне внешних нагрузок на штоке. Хорошим дополнением к регулятору расхода для синхронизации явилось применение порохового аккумулятора давления, так как скорость нарастания давления в нем обратно пропорциональна скорости движения штока. Автомат раскрытия крыла выполнял дополнительно и функции автоматического расцепки с крылом после его раскрытия и уборки штока для последующего сброса АРКа вместе с разгонной ступенью.

Эти функции выполнялись системой клапанов, срабатывающих по ходу штока, с использованием накопленного давления газа от ПАД<sup>а</sup>.

В авиационном варианте изделия АРК также удерживал корневую часть крыла в сложенном положении, для чего в его конструкцию был введен замок, фиксирующий шток относительно корпуса и срабатывающий при действии ПАД<sup>а</sup>.

Система раскрытия крыла прошла полный цикл наземной отработки вплоть до натурного раскрытия крыла на подвешенном на кране изделии. Подтверждены характеристики синхронизации раскрытия.

Наряду с задачей раскрытия крыльев стояла задача раскрытия (разворота) вертикального оперения изделия, так как в рабочем (раскрытом) положении оно не помещалось в контейнере (в морском варианте изделия) или касалось ВПП (в авиационном варианте). Традиционный способ решения подобной задачи – это кривошипно-кулисный механизм с качающейся кулисой. Ось привода (гидро- или пневмоцилиндр) в этом механизме перпендикулярна оси разворота оперения. Однако при относительной простоте конструкции такой механизм очень неудобен с компоновочной точки зрения: при размещении привода внутри корпуса изделия необходимо иметь негерметичную закрывающуюся нишу, а при размещении снаружи привод находится в «потоке», ухудшая аэродинамику изделия. При наружном размещении можно применить систему сброса привода по аналогии со сбросом АРК<sup>а</sup>, но при небольших габаритах и массе привода это очень неэкономично.

В этой ситуации конструктора КБ «Салют» разработали оригинальный кривошипно-кулисный сферический механизм («тандем» кривошипно-кулисного и кулисного сферического механизмов, рис. 2) В качестве силового привода использовался пневмоцилиндр с питанием от порохового аккумулятора давления (ПАД<sup>а</sup>). Особенностью этого механизма является расположение привода – он располагается параллельно оси разворота оперения, т.е. параллельно средней линии хорд оперения. В раскрытом положении звенья кривошипно-кулисного механизма становятся в «мертвое» положение, благодаря чему отпадает необходимость в установке специальных фиксаторов открытого положения оперения. Время раскрытия оперения определяется скоростью вытеснения жидкости, находящейся в противоположной (относительно пневматической) полости цилиндра.

дра привода, через дроссель. Из условий устойчивого полета изделия время раскрытия устанавливалось приблизительно равным времени раскрытия крыльев (~1 сек.).

После раскрытия привод и весь механизм «вписываются» во внешние обводы оперения, т.е. оперение получается аэродинамически чистым.

В технической литературе этот механизм получил название «автомат раскрытия оперения» (АРО).

Натурная эксплуатация изделий (морского и авиационного вариантов) показала исключительную надежность функционирования всех описанных систем.

Все разработки защищены авторскими свидетельствами на изобретения.

Авторы разработок – сотрудники КБ «Салют»: Бахвалов Ю.О., Юшкевич Н.Н., Левин Л.Н., Главацкий Л.А., Юрьев К.Д., Невмянов В.С., Розенберг В.Г., Шалыгин А.Б., Кошелев А.Д., Туголуков А.В., Борисов Е.В., Соин В.И.

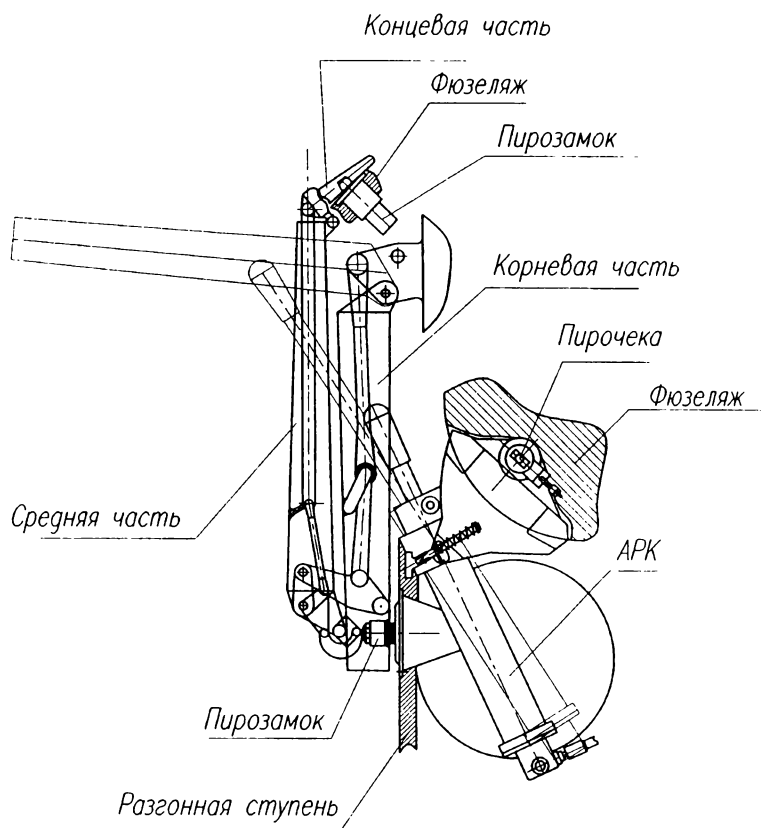


Рис. 1. Система раскрытия крыла

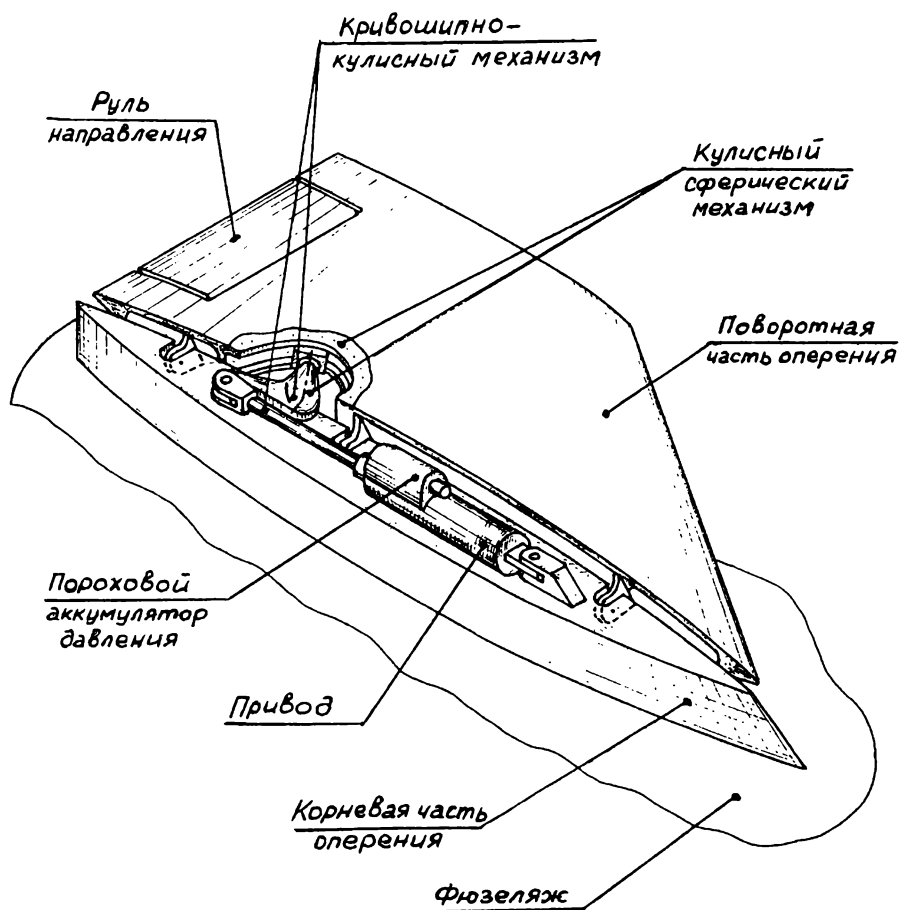


Рис. 2

## Разработка безударных замков и демпфирующих устройств для открывающихся элементов

Соин В.И.

С развитием электроники, применяющейся в ракетно-космической технике, остро встал вопрос о снижении уровня ударных нагрузок, возникающих при срабатывании различных механических устройств, особенно с применением пиротехники. К таким устройствам прежде всего относятся пирозамки, пирочеки, резко срабатывающие механизмы. Инженеры КБ «Салют» нашли варианты решения этой проблемы и воплотили их в конструкциях механизмов.

Основная идея снижения уровня ударных нагрузок от срабатывания пироагрегатов, выдвинутая разработчиками, состоит в том, чтобы исключить удар

движущихся с очень большой скоростью элементов пироагрегата по его корпусу и далее, как следствие, передачу удара на корпус изделия. Были разработаны и реализованы 3 варианта конструкций. В первом варианте подвижные элементы были кинетически связаны между собой передачей «шестерня – рейка» таким образом, что при движении они одновременно ударяли по корпусу пироагрегата в противоположных направлениях. Во втором варианте подвижные элементы, двигаясь также в противоположных направлениях навстречу друг другу, соударялись друг с другом, вообще не передавая удар на корпус пироагрегата. Так как в вышеописанных вариантах кинетические энергии двух подвижных элементов примерно одинаковы (их массы и скорости практически равны), суммарная энергия в конце хода элементов практически равна нулю и не переходит на корпус пироагрегата и изделия.

В третьем варианте быстро движущийся элемент пирозамка (шток) ударяется в специальный поршень, который может свободно передвигаться в направлении движения штока. Таким образом, значительная часть кинетической энергии штока расходуется на разгон поршня от нулевой скорости до скорости «связки» «шток – поршень», и на удар по корпусу остается небольшая часть энергии штока. Кроме того с момента касания штоком поршня объем газовой полости перестает увеличиваться (т.е. работа газов прекращается) и внешняя (разгоняющая) сила, действовавшая на шток, исчезает.

Разумеется, что во всех вариантах гашение энергии происходит только после того, как пироагрегат выполнил свою прямую функцию, например, разорвал силовую связь между разделяемыми отсеками изделия.

Еще один источник ударных нагрузок – это открывающиеся пружинными приводами различные элементы (например механизмы раскрытия антенн) в момент их удара по жесткому упору рабочего положения.

Упор рабочего положения не может быть мягким, так как при этом не будет обеспечена требуемая точность рабочего положения открываемого прибора, а частота собственных колебаний системы может оказаться недопустимо низкой.

Эта проблема в КБ решена также в трех вариантах. В первом варианте избыточная энергия (она обязательно необходима для надежной работы механизма в условиях большого разброса температур, сил трения, воздействия условий вакуума и т. д.) при недопустимом повышении скорости работы механизма начала поглощаться автоматическим фрикционным тормозом-замедлителем (так называемым модератором). Во втором варианте избыточная энергия при подходе к рабочему положению необратимо поглощалась специально скручиваемым элементом в зоне пластичности его материала. В третьем варианте избыток энергии в конце работы механизма (т.е. при подходе к упору) «перетекал» в энергию раскручиваемого маховика, а далее энергия маховика постепенно «рассеивалась» в работе трения качения подшипников (т.е. в итоге «уходила в тепло»). Вышеупомянутое «перетекание» энергии происходило за счет применения в механизмах шарнирного четырехзвенника, причем маховик устанавливался в шарнире, передаточное отношение к которому со стороны шарнира «штанги» антенны увеличивается и достигает бесконечности в конце работы механизма. Эта система получила неофициальное название «инерционное демпфирование».

Все системы широко применялись на орбитальных станциях разработки ГКНПЦ и обеспечили выполнение задачи по ограничению уровней ударных нагрузок.

Все разработки защищены авторскими свидетельствами на изобретения.

Авторы разработок – сотрудники КБ «Салют» Беляков В.В., Богданович В.И., Кошелев А.Д., Рябовский К.Н., Соин В.И., Туголуков А.В.

## **Системы отделения космических аппаратов от ракет-носителей**

*Соин В.И., Туголуков А.В.*

В 90-х годах ГКНПЦ начал заключать с иностранными заказчиками контракты на предоставление услуг по выведению космических аппаратов (КА) на околоземные орбиты с помощью ракет-носителей (РН) «Протон» и «Рокот».

Большая часть КА имела по плоскости разделения с РН интерфейс, предназначенный для систем разделения (СР) шведской фирмы «SAAB», и применение каких-либо других систем практически не допускалось.

Наряду с этим некоторые КА имели «открытый» интерфейс, т.е. допускалось применение и других СР. Наиболее интересный пример – это КА «Иридиум». Фирма предлагала использовать СР американского производства, но в итоге согласилась на применение СР разработки ГКНПЦ, так как она имела существенно лучшие технические характеристики (массовые, компоновочные, динамические и т.п.).

СР КА «Иридиум» (рис. 1 и 2) состояла из трех механических замков, кинематически связанных тягами с одним общим пироприводом, двух пружинных толкателей и узлов разворота и отцепа КА от РН.

При подаче команды на отделение КА происходит срабатывание пиропривода и, как следствие, срабатывание всех трех механических замков разделения КА и РН.

Так как толкатели установлены только с одной стороны КА, начинается вращение (разворот) КА вокруг оси «полупетли» до соударения упоров узлов разворота и следующего за этим расцепа «полупетли». Толкатели, установленные на РН, к этому времени завершают свою работу и теряют механическую связь с КА. Так как после этого происходит полная потеря всех механических связей КА с РН, начинается автономный полет КА с линейной и угловой скоростями, соответствующими моменту окончания работы СР.

В описанной СР наиболее интересен механический замок (рис. 3), в котором наряду с традиционной силовой и функциональной схемой (стяжной болт с конической проточкой, разрезная втулка – «сухари», запирающая гильза) была решена задача точного измерения усилия затяжки стыка между КА и РН. Это обеспечивалось путем индивидуальной тарировки стяжного болта замка по параметрам «усилие – удлинение» в цехе-изготовителе и последующим измерением удлинения с точностью 1 микрон при монтаже КА на РН.

Кроме того, в отличие от пирозамков, механический замок позволял производить многократную проверку СР на функционирование при наземной подго-

товке к пуску изделия. Повторное «взведение» замков, равно как и всей СР, не требовало переборки каких-либо элементов конструкции, что существенно повышало надежность функционирования СР в полете.

Оригинальной конструкцией для запуска КА «Иридиум» на РН «Протон» являлась и так называемая кассета (рис. 1 и 4) – силовая переходная конструкция между последней ступенью РН и семью КА. Наиболее «жестоким» требованием к конструкции кассеты являлось требование «равножесткостности» в точках крепления КА в направлении полета РН. Так как 2 точки крепления каждого КА находились напротив (по линии) стыка кассеты с последней ступенью РН, а третья точка – «в полете», была разработана специальная «жесткостная» схема кассеты. В соответствии с этой схемой кассета представляла собой набор двутавровых балок из алюминиевого сплава, скрепленных между собой, и листовых «зашивок» (плоских и цилиндрических). На верхней поверхности кассета имела 21 опорную площадку для установки КА (через промежуточные фитинги СР). Площадки размещались по периметру кассеты и в узлах скрепления балок.

На РН «Протон» одновременно выводились 7, а на РН «Рокот» 2 КА «Иридиум».

Траектории отделения КА (векторы «V») находились в одной плоскости, динамически «уравновешивая» друг друга, т.е. РН практически не получала каких-либо возмущающих воздействий при отделении КА.

Впоследствии на базе СР КА «Иридиум» была разработана СР для КА «Грейс». Два КА «Грейс» выводились одной РН «Рокот» и отделялись одновременно в противоположных направлениях. Особенностью этой СР является принцип ее функционирования: от одного пиропривода срабатывают 2 замка первого КА и 2 замка второго КА. Такая необычная кинематическая связь позволила создать диспенсер («посредник» между РН и КА) нетрадиционной компоновки (прямоугольник в сечении) и конструкции (диафрагмы и стрингера, обшитые плоскими листами). При таких компоновке и схеме СР все узлы и механизмы СР располагались на внешних боковых поверхностях диспенсера (не «занятых» космическими аппаратами), благодаря чему сборка и обслуживание СР, монтаж КА и т.п. работы чрезвычайно упростились.

Кроме вышеописанных в ГКНПЦ были разработаны СР для малых КА «Мост» и «Мимоза».

Эти СР состояли из 4 толкателей, одновременно выполнявших роль опор КА в транспортном положении. В центре плоскости отделения (между толкателями) была установлена одна пирочека, одновременно выполнявшая функции удержания КА от перемещений вдоль плоскости разделения.

Кроме разработки собственных СР ГКНПЦ участвовал в создании СР испанской фирмы «CASA». Эта СР принципиально схожа с СР «SAAB» – стягивает по коническим поверхностям шпангоуты КА и диспенсера. При одинаковых с СР «SAAB» размерах она имеет существенно большую несущую способность, а за счет особой кинематики раскрытия кольцевого зажима имеет более низкий уровень ударных нагрузок на КА. Отличительной особенностью СР «CASA» является способ натяжения кольцевого зажима – натяжение осуществляется за счет термического изменения размеров зажима. В ГКНПЦ для этой системы разработан и изготавливается пирозамок раскрытия кольцевого зажима.

Большинство разработок защищено авторскими свидетельствами на изобретения.

Авторы разработок – сотрудники КБ «Салют»: Лабутин К.В., Толмачев С.М., Главацкий Л.А., Соин В.И., Иванов В.К., Божко С.Г., Бобков Н.Н., Лукьянов А.Д.

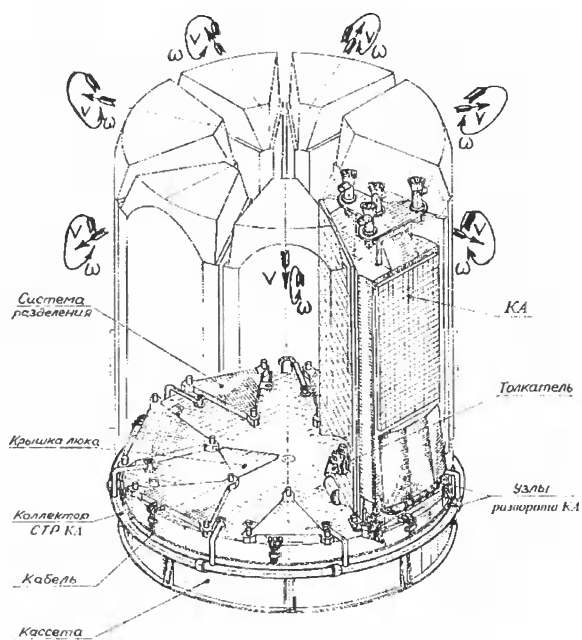


Рис. 1

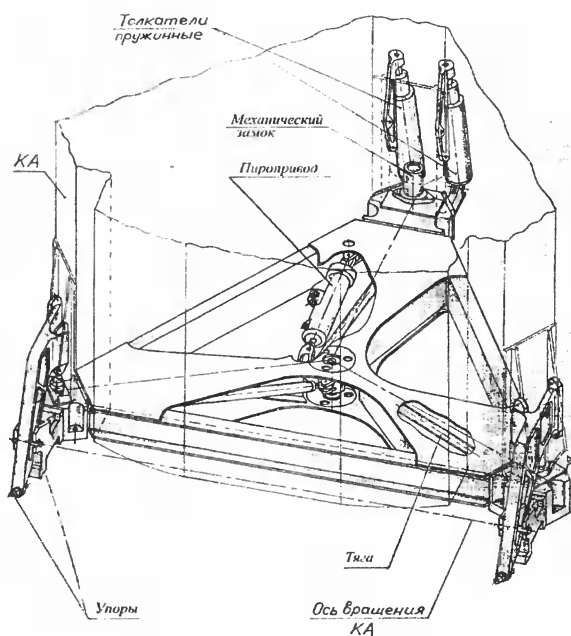


Рис. 2

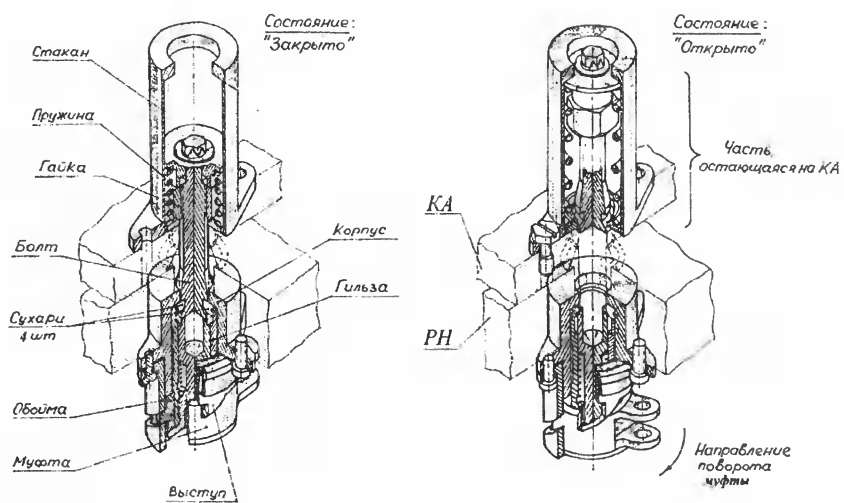


Рис. 3

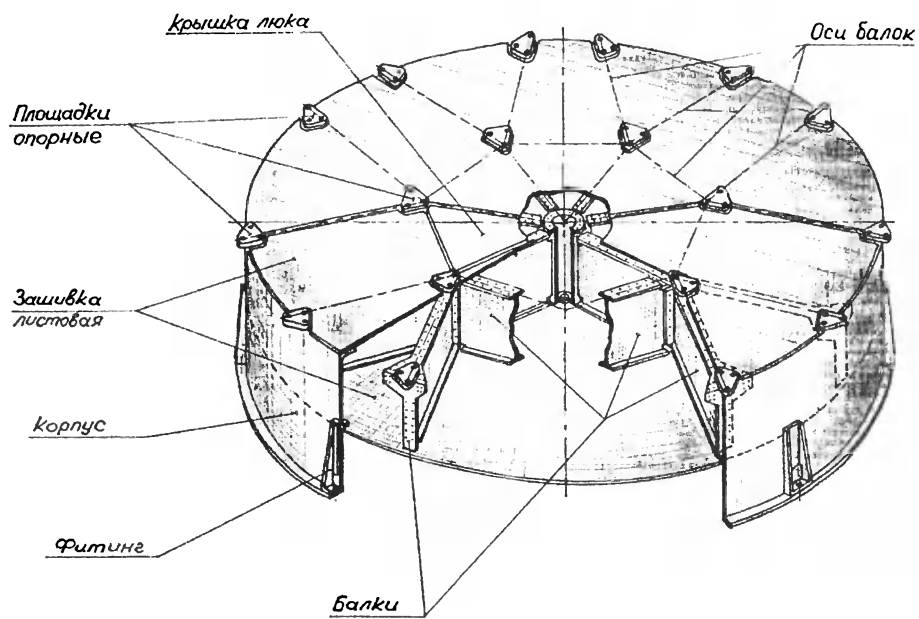


Рис. 4



## Универсализация тяг пневмотолкателей по задачам их функционирования

*Толмачев С.М., Главацкий Л.А.*

Для системы крепления и разделения боковых блоков первой ступени с центральным блоком «Ангара-3» и «Ангара-5» разработан уникальный узел – тяга-пневмотолкатель, полной аналогии которому в ракетной технике не существует. Узел выполнен единым агрегатом с совмещением всех необходимых функций:

- служит силовой связью для передачи сил, возникающих в пакете центрального и боковых блоков на всех этапах эксплуатации ракеты (транспортировка, установка на стартовый стол, полет первой ступени);

- содержит в своем составе пирозамок для разрыва силовой связи при разделении;

- служит аккумулятором давления рабочего тела (газообразного азота);

- выполняет после срабатывания пирозамка роль толкателя для сообщения боковому блоку необходимого импульса, обеспечивающего расчетную траекторию отхода бокового блока и безударное его отделение от центрального.

Крепление каждого бокового блока осуществляется двумя поясами (верхним и нижним) тяг-пневмотолкателей, каждый пояс тяг объединен единым коллектором для их зарядки и выравнивания давления в тягах всех боковых блоков. Коллектор проложен по центральному блоку и соединен со стартовым комплексом двумя магистралями через блок разъемных соединений. Параметры энергетики толкателей легко могут быть настроены изменением давления зарядки, что делает систему еще более гибкой.

Выполнение тяги-пневмотолкателя единым агрегатом позволяет провести ее автономную отработку по всем параметрам и условиям эксплуатации, а также осуществлять надежный контроль при серийном изготовлении на приемосдаточных и периодических испытаниях агрегата.

Агрегат (рис.1) состоит из цилиндра 1, штока 2 и пирозамка 3. В исходном состоянии цилиндр закрепляется на пирозамке с помощью разрезного пружинного кольца 4, зафиксированного гильзой 5, которая в свою очередь удерживается в осевом направлении сминаемой втулкой 6. Пирозамок крепится шарнирно к центральному блоку, а цилиндр через ухо 7 с подшипником крепится шарнирно к боковому блоку. Шарнирное соединение тяги-пневмотолкателя с блоками предохраняет тягу от нагружения изгибающими моментами и, тем самым, повышает ее несущую способность.

При отделении бокового блока подается электрический сигнал на два пирозергодатчика 8, и при срабатывании даже одного из них давлением пирогазов гильза 5, сминая втулку 6, сдвигается в сторону шарнира замка и освобождает кольцо 4. Кольцо, благодаря конической поверхности, которая трансформирует осевую силу от сжатого воздуха на цилиндр 1 в радиальную, сжимается и освобождает цилиндр от крепления к пирозамку 3. Далее под воздействием давления сжатого азота цилиндр 1 перемещается по штоку 2, сообщая боковому блоку необходимый импульс, и при выполнении рабочего хода цилиндр достигает упора на штоке, после чего цилиндр и шток отсоединяются от пирозамка и далее

продолжают движение вместе с боковым блоком. Минимальная часть массы тяги – пирозамок остается на центральном блоке. Начало работы тяги в качестве пневмотолкателя сигнализируется блоком микровыключателей 9 при движении цилиндра 1 относительно штока 2.

Важной и сложной проблемой для нормального функционирования тяги-пневмотолкателя является обеспечение температурного режима.

В верхнем поясе тяги от аэродинамического потока нагреваются до 500 °С, а в нижнем поясе добавляется излучение факелов двигателей, и тяга может нагреться до 1000 °С! Такая температура значительно снижает прочность металла, а для резиновых уплотнений и пироэнергодатчиков совершенно недопустима. Поэтому тяги снабжены сложной по конструкции теплозащитой. Сложность конструкции в том, что теплозащита не должна препятствовать повороту тяг в шарнирах как в полете, так и в процессе разделения, она должна иметь разъемный стык, но в то же время должна препятствовать проникновению горячих газов под аэродинамические обтекатели, закрывающие шарниры тяг, пироэнергодатчики и датчики отделения, при этом выдерживать значительные перепады давления и не создавать сопротивления выдвиганию толкателей, чтобы не влиять на величину импульса.

Теплозащита (рис. 2) состоит из разъемного в диаметральной плоскости металлического кожуха 1, с внутренней стороны которого закреплены маты 2 из теплозащитного кремнеземного материала. На корпусе пирозамка тяги установлен металлический щит 3, который через мягкий воротник 4 из теплозащитной ткани соединяется с местным обтекателем центрального блока. На щите 3 устанавливается экран с горловиной 5, которая охватывает кожух 1 с упругим уплотнителем 6 между ними. Со стороны бокового блока кожух 1 крепится к местному обтекателю с помощью мягкого воротника 7. При разделении блоков кожух 1 вместе с упругим уплотнителем 6 выходит из горловины на экране 5 и большая часть по массе теплозащиты остается на отбрасываемом боковом блоке. Теплозащита отрабатывается при автономных испытаниях тяги-пневмотолкателя.

В разработке тяги-пневмотолкателя и теплозащиты участвовали: Толмачев С.М., Главацкий Л.А., Соин В.И., Тарасова Г.А., Тареева Т.П., Эзрохо Е.Э.

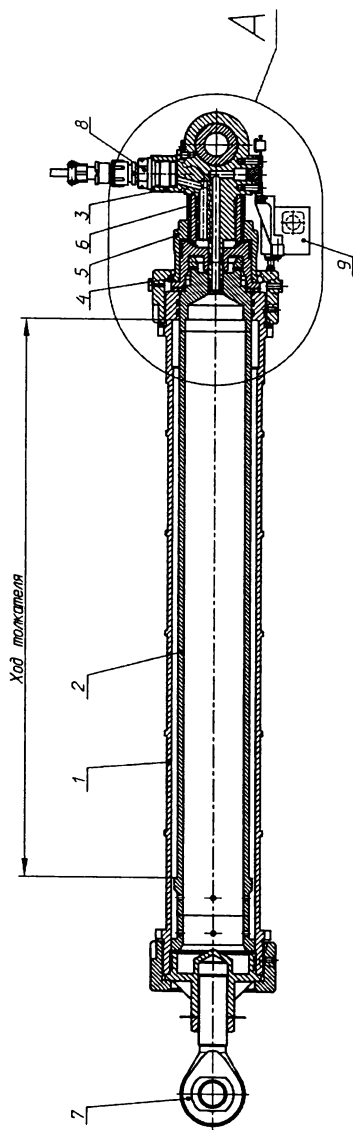
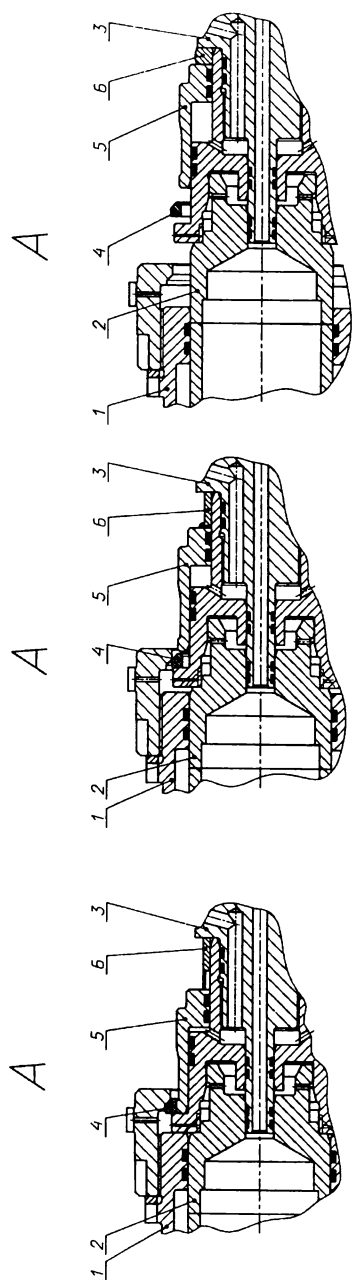


Рис. 1. Тяга-пневмотолкатель

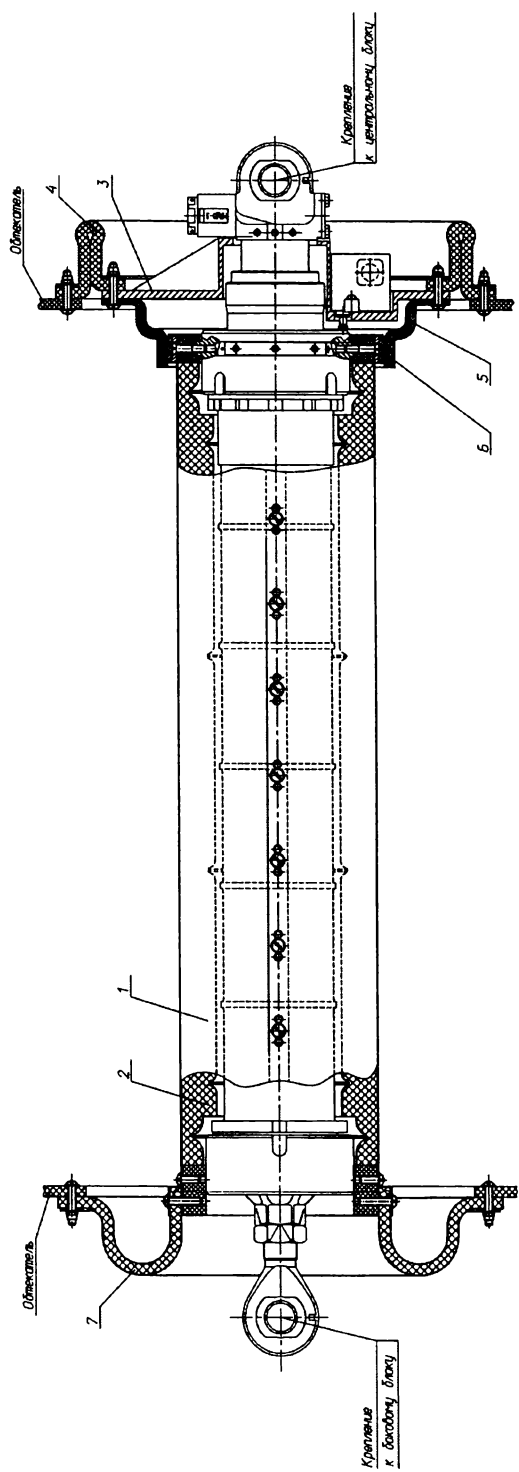


Рис. 2. Теплозащита

## Обеспечение питания электрогидравлических рулевых приводов управления вектором тяги маршевых двигателей

*Шмалько А.А.*

Маршевые двигатели (МД) всех ступеней ракет-носителей (РН) снабжены турбонасосными агрегатами (ТНА) подачи топлива, которые являются практически готовыми источниками энергии для рулевых приводов (РП). Если ТНА обеспечивает МД гептилом (или керосином), то рабочая жидкость (РЖ) непосредственно отбирается из напорной магистрали и через редуктор давления (т.к. давление на выходе, равное обычно 400...650 бар, велико для РП) подводится к РП, а затем сливается в бак. Если МД – криогенный, то ТНА выполняется с валом отбора мощности, посредством которого вращается турбонасос рулевых приводов (ТНАРП). В качестве РЖ может использоваться обычное масло типа МГ-7Б. Главная проблема у этой схемы питания – перегрев из-за ограниченного объема РЖ (в первой схеме РЖ сливается обратно в основной бак горючего). Приходится ставить мощный теплообменник (ТО), к тому же часто по конструктивным соображениям – напорный, из-за чего ТО весит столько же, сколько остальная пневмогидросистема (ПГС) РП.

С точки зрения величины отбираемой мощности каждый РП потребляет 1...5 кВт, в то время как в ТНА циркулируют мощности порядка 1...3 МВт, так что этот отбор не влияет существенно на баланс энергий.

Сравнение статических и динамических характеристик, снятых последовательно на масле МГ и потом на гептиле (Гп), показали их высокую сходимость, так как плотности ( $\rho$ ) МГ и Гп отличаются незначительно, а расходные характеристики при дросселировании РЖ через короткие регулируемые и постоянные дроссели, на которых основан принцип работы РП, зависят от плотности РЖ.

Важной проблемой применения Гп в качестве РЖ является его высокая химическая агрессивность, которая ограничивает ресурс контактирующих с ним резиновых уплотнений. Этот фактор лимитирует применение Гп в качестве РЖ в пневмогидросистемах рулевых приводов разгонных блоков. Применение инертных уплотнительных материалов, например фторопласта, в подвижных соединениях крайне ограничено из-за возможных утечек токсичного Гп.

В РН «Ангара», где в качестве горючего применяется керосин РГ-1, который по характеристикам близок к РЖ МГ-7Б, указанные проблемы существенно упрощаются.

В целом наибольший выигрыш по массе и энергии (что сводится к той же массе) дает схема питания с отбором горючего от ТНА. В сравнении с питанием от электрических насосных станций с электрическими аккумуляторами он составляет для первой ступени РН тяжелого класса 200...300 кг.

Впервые питание РП от ТНА было реализовано в РН «Протон», и затем применено в 15А35, в разгонных блоках «Бриз-М», «Бриз-КМ», «Рокот». Сейчас применено в новой разработке – РН «Ангара».

В разработке приняли участие: Ганопольский Л.З., Будников Д.В., Шмалько А.А., Горнов В.М., Иванов В.К., Шефов В.С., Гришин С.А., Главацкий Л.А., Басов Г.Н., Петраш Ю.П.

## **Эффективность системы рулевых приводов, работающих до запуска маршевых двигателей (МД)**

*Шмалько А.А.*

Для некоторых ступеней, например разгонных блоков (РБ), требование обеспечения работоспособности РП до запуска МД в концах промежуточных пауз является безусловным, так как перед очередным включением МД они должны быть очень точно сориентированы на определенный расчетный угол.

Дело в том, что система управления после каждой коррекции РБ дает команду на установку МД в требуемое положение и при начале следующего цикла работы МД направление вектора тяги не требует резких эволюций, которые могли бы потреблять большое количество энергии или даже превысить возможности управления (угла и скорости качания), что совсем недопустимо.

Для обеспечения работы пневмогидросистемы (ПГС) рулевых приводов (РП) до запуска МД и после остановки МД в состав ПГС необходимо включать источник автономного гидроснабжения – шаробаллон (ШБ), гидроаккумулятор (ГА) и ряд электро- и гидроуправляемых клапанов и агрегатов (рис. 1). Шаробаллон, соединяющийся с ГА через ампулизованный пироклапан (абсолютно герметичный), обеспечивает отсутствие проблем с разделительной мембраной ГА при длительном хранении. Также необходим блок клапанов (БК), обеспечивающий переключение питания РП от ГА на ТНА, а также подзарядку ГА. Во время хранения БК соединяет запертые полости РП с ГА, работающим в режиме термокомпенсатора.

К примеру, в ПГС РП 14Ф11-5100-0 входят 14 клапанов, гидроаккумулятор, шаробаллон, два демпфера и два РП. Такая ПГС позволяет управлять РП более 9 секунд при неработающем турбонасосном агрегате (ТНА). Кроме того при каждом последующем включении МД ГА заряжается от ТНА. Масса дополнительных узлов с кронштейнами крепления – 15 кг.

Подобная ПГС реализована в изделиях «Бриз-М», «Бриз-КМ», «Рокот». Сейчас применена в новой разработке – РН «Ангара».

В разработке приняли участие: Будников Д.В., Шмалько А.А., Басов Г.Н., Горнов В.М., Шефов В.С., Гришин С.А., Лукьянов А.Д., Иванов В.К., Главацкий Л.А.

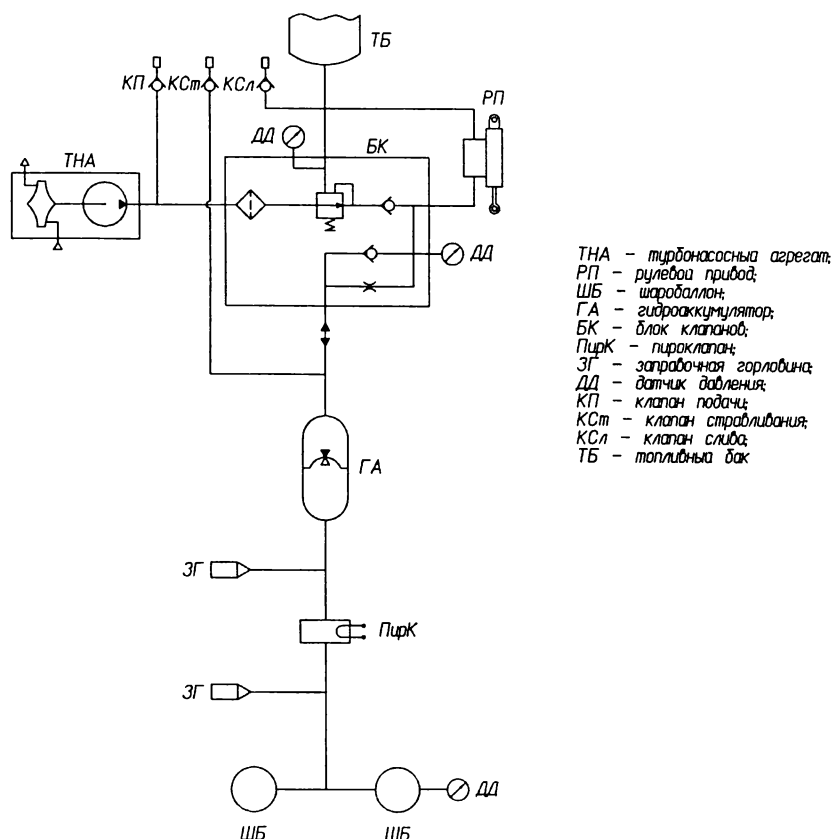


Рис. 1

## Ограничитель расхода рулевого привода (РП)

Шмалько А.А.

Скоростная характеристика РП (зависимость скорости штока от внешней нагрузки) имеет форму параболы (рис. 1). Такая мягкая характеристика вызвана особенностями конструкции золотниковой пары гидравлического усилителя – ее дросселирующие окна, образованные отсечными кромками и боковыми стенками, представляют собой типичные короткие дроссели, описываемые зависимостью:  $V = K\sqrt{\Delta p}$ . Вследствие этого скорость штока обычного РП без ограничителя увеличивается в 2,2 ... 2,5 раза при номинальной помогающей нагрузке по отношению к скорости при противодействующей нагрузке. С точки зрения управляемости РН этот диапазон не критичен, но с точки зрения энергопотребления он актуален. Одно дело, если РП питается от мощного ТНА МД, где доля отбираемой мощности составляет десятую часть процента, и другое, когда мощность жестко лимитирована. К примеру, если МД является твердотоп-

ливным, выбор источника энергии стоит между горячим газом с температурой 1800 °С, электронасосной станцией с электрическими аккумуляторами и гидроаккумуляторами. Второй и третий варианты требуют от РП жесткой экономии энергии. В частности, третий способ был успешно реализован при выполнении заказа по разработке и поставке рулевых приводов для Института аэронавтики и космонавтики Бразилии.

Диапазон скоростей (и расхода РЖ, что почти одно и то же) допускался не более  $D \leq 1,5$ . Реальный разброс скоростей штока весьма велик. Это объясняется тем, что необходимо одновременно при настройке получить как статические, так и динамические характеристики, а оптимумы у них разные.

Вследствие этого даже при наличии в РП регулятора расхода стандартной конструкции попасть в заданную «вилку» скоростей было практически невозможно (рис. 2). Для того, чтобы получить требуемый диапазон, был разработан, изготовлен и апробирован оригинальный ограничитель расхода (ОР). В нем при помогающей нагрузке скорость штока почти такая же, как при противодействующей (рис. 3). Этого удалось добиться использованием, помимо гидростатических сил, гидродинамических, действующих на регулирующий плунжер. ОР можно было настроить на очень резкое падение скорости, но тогда на участке А с обратным склоном генерировались автоколебания, и приходилось ограничивать возможности ОР. Конструкция ОР запатентована.

В разработке приняли участие: Б а с о в Г.Н., Ш м а л ь к о А.А.

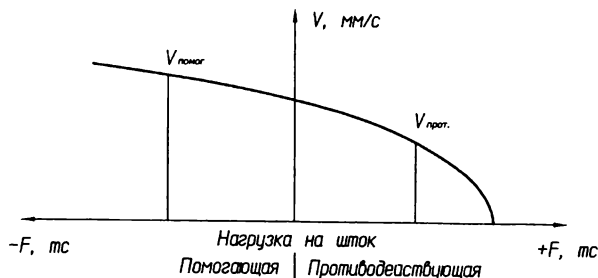


Рис. 1

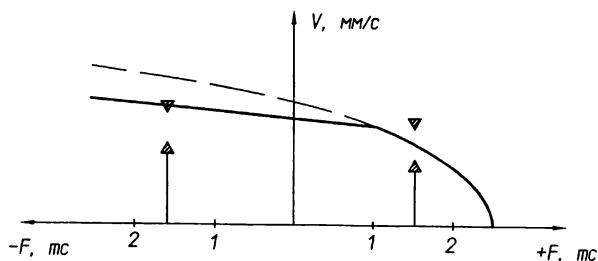


Рис. 2



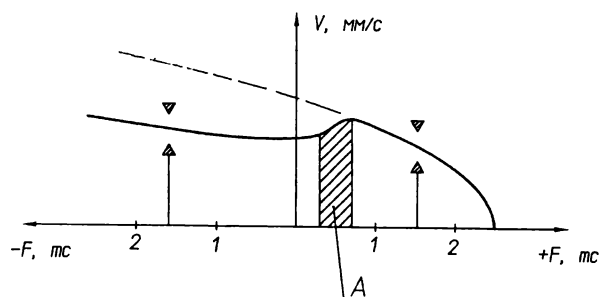


Рис. 3

### Конструктивные и схемные упрощения за счет введения гидравлических замков в рулевых приводах

*Шмалько А.А.*

Гидрозамки (ГЗ) предназначены для фиксации положения выключенных маршевых двигателей (МД) при работах на КИС, ТП, СК и межцеховом транспортировании без участия транспортировочных тяг (талрепов) за счет торможения непосредственно штоков рулевых приводов.

Наличие ГЗ позволяет производить любые работы и транспортирование изделий или их частей не сталкиваясь с проблемами синхронизации фиксирования и расфиксирования качания МД, обеспечения доступа к механическим фиксаторам и гарантирования их снятия перед запуском МД. Штоки РП автоматически фиксируются и расфиксируются при сбросе и подаче давления нагнетания РЖ соответственно.

Гидравлические замки (ГЗ) бывают двух типов, принципиально отличающихся друг от друга: собственно гидрозамки – управляемые обратные клапаны (УОК) и гидромеханические замки (ГМЗ).

УОК обычно состоят из пары гидроуправляемых обратных клапанов, встраиваемых в каналы подвода рабочей жидкости (РЖ) к цилиндрическим полостям (ЦП) силового цилиндра РП, и пары стравливающих клапанов (СК), поддерживающих максимально допустимое давление РЖ при изменении температуры окружающей среды в процессе хранения РП (рис. 1). УОК – нормально закрытые клапаны – при отсутствии давления в магистрали подачи РЖ изолируют ЦП, и тем самым, фиксируют шток РП в любом текущем положении.

Основное преимущество УОК – возможность фиксации штока в любом положении, хотя этот потенциальный «плюс» трудно реализовать на практике из-за дрейфа штока во время сброса давления нагнетания.

К достоинствам УОК относится и то, что они легко встраиваются в гидросистему и компоновку РП, так как не привязаны к штоку.

Главный недостаток УОК – сложность обеспечения надежной герметичности четырех клапанов торцевого типа, параллельно расположенных по схеме. Эти клапаны довольно чувствительны к загрязнениям в РЖ.

ГМЗ фиксируют шток РП также при отсутствии давления РЖ либо в одном (обычно в среднем или в одном из крайних положений), либо в любом положении с дискретной фиксацией с шагом гребенки, рейки или винта (рис. 2).

К достоинствам ГМЗ относится простота и надежность.

К недостаткам ГМЗ следует отнести трудность встраивания в механику РП – они требуют много места, особенно сложно вписать ГМЗ со множеством положений фиксации, к тому же требуемый шаг дискретности обычно очень мал, что тоже является проблемой.

ГМЗ применено в изделиях «Бриз-М», «Бриз-КМ», «Рокот». УОК применено в РН «Ангара».

В разработке приняли участие: Будников Д.В., Шмалько А.А., Басов Г.Н., Петраш Ю.П., Гришин С.А., Шефов В.С., Главацкий Л.А., Иванов В.К.

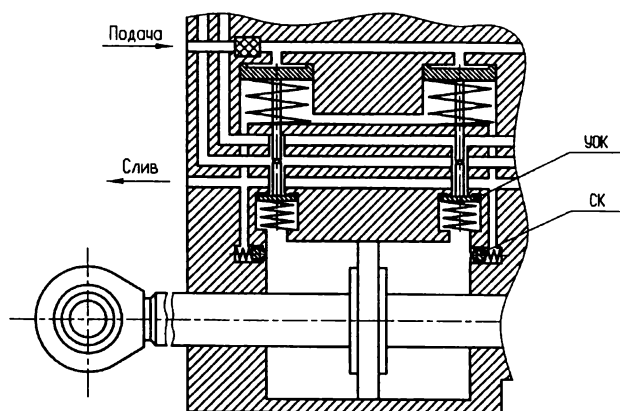


Рис. 1

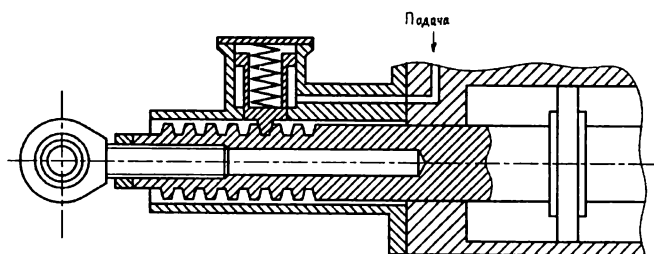


Рис. 2

## Повышение безопасности и надежности функционирования люков выхода космонавтов в открытый космос

Главацкий Л.А.

В семидесятые годы прошлого столетия при разработке долговременных орбитальных станций типа «Салют», которые состояли из нескольких отсеков (рабочий, переходной, промежуточный), потребовалось проектирование люков между этими отсеками станций, а также для выхода в космос из переходного отсека. Требования к люкам (рис.1 и 2) сводились к требованиям надежности, безопасности при минимальной массе конструкции. Поэтому была выбрана сферическая крышка 1 выпуклостью в сторону пониженного давления с двухбарьерным резиновым уплотнением 3 в окантовке 6 люка.

Механизм раскрытия должен был создать прижатие, необходимое для предварительной герметизации люка, а далее при наддуве отсека избыточное давление прижимало крышку к окантовке, и создавалось обжатие уплотнения по его основным выступам с необходимой степенью герметизации.

Усилие предварительной герметизации при диаметре люка в свету 800 мм составляло 400–450 кг. Винтовой механизм герметизации 4 люка должен быть рассчитан на потребное усилие на рукоятке 2 от оператора не более 16 кг.

Однако, как было исследовано на «летающей лаборатории», в состоянии невесомости космонавт не может оценить прикладываемое им усилие. Так, при требовании приложить усилие в 25 кг, реальное усилие составило ~120 кг.

Поэтому в случае наличия препятствия для раскрытия крышки (не выровнен перепад давления) или ее закрытия (попадание постороннего предмета между крышкой и окантовкой) при подобранном передаточном отношении «усилие на рукоятке – усилие прижатия крышки» на крышке могли возникнуть усилия в точке ее повеса свыше 3 т (вместо потребных 400 – 450 кг). Это требовало либо значительного усиления (и увеличения массы) крышки и окантовки люка (следовательно, и всего днища) для предотвращения остаточных деформаций конструкции, либо принятия мер по ограничению усилий на крышку и окантовку.

Для этого между крышкой 1 и траверсой 5 подвески крышки был установлен двусторонний пружинный механизм 7, который при полном ходе винтового механизма герметизации 4, даже при ошибках оператора, создавал усилие на крышке не более 600 кг. При этом пружинный механизм при нормальном функционировании создавал тарированное усилие 400 – 450 кг для предварительной герметизации люка. Применение двустороннего пружинного механизма дало еще один эффект, который сыграл в дальнейшем спасительную роль при ошибке испытателя на «Байконуре», когда на СМ «Звезда» при проверках герметичности было создано избыточное давление на выпуклой части днища рабочего отсека, которое могло бы привести к потере устойчивости днища и разрушению корпуса модуля (как это случилось на ФГБ при подобных проверках, но с заглушкой вместо люка).

Крышка люка, подвешенная на пружинном механизме, сыграла роль предохранительного клапана: при давлении  $<0,1$  атм крышка отошла от окантовки и сбросила избыточное давление.

В разработке конструкции люка, защищенной рядом авторских свидетельств, участвовали: Левин Л.Н., Главацкий Л.А., Невмянов В.С., Розенберг В.Г., Лабутин К.В., Толмачев С.М., Тарасова Г.А.

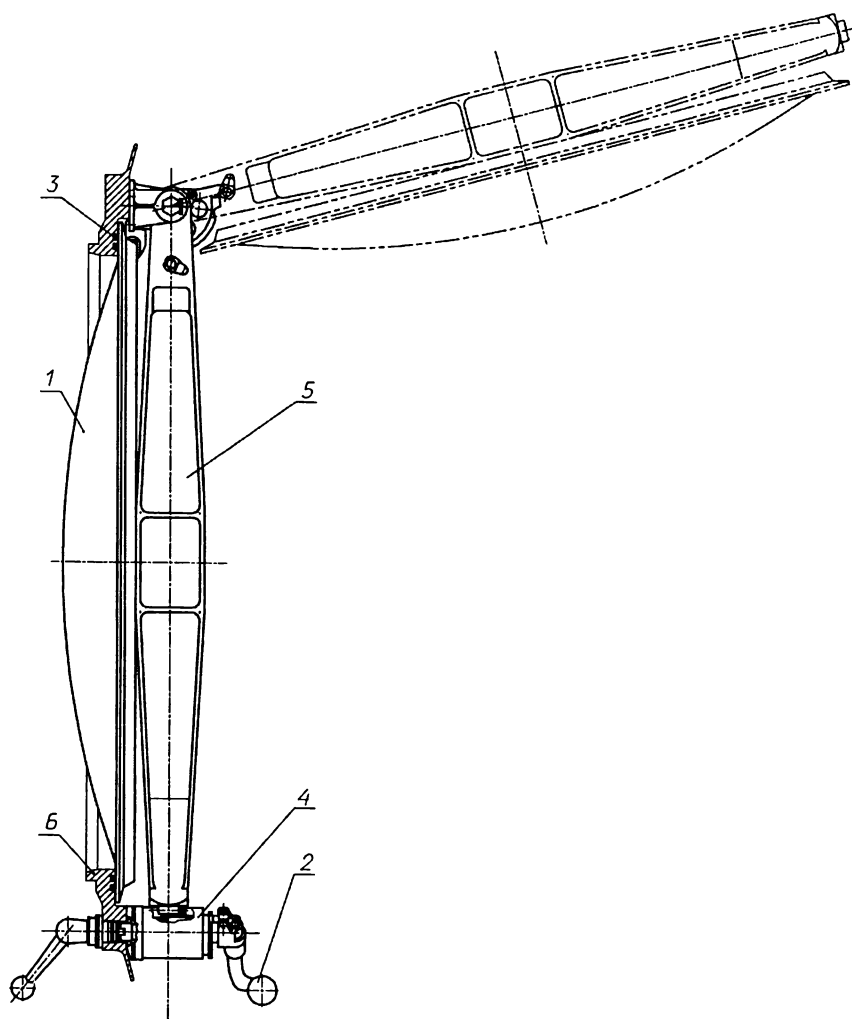


Рис. 1. Люк-лаз

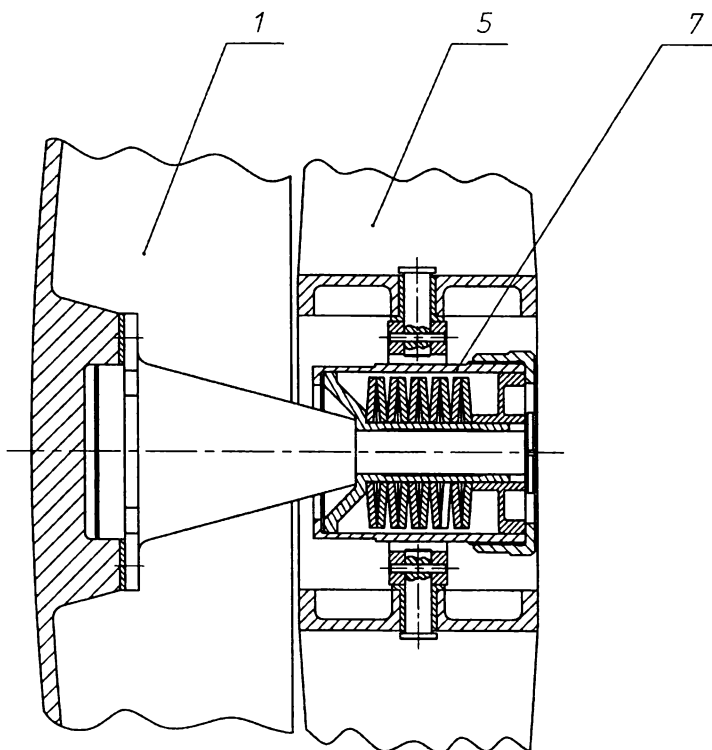


Рис. 2. Крепление крышки к траверсе люка-лаза

## Солнечные батареи орбитальных станций и космических аппаратов

*Соин В.И., Соколов И.С.*

При создании орбитальных станций возникла необходимость в разработке солнечных батарей (СБ) очень большой площади (одно крыло до  $43 \text{ м}^2$ ) для обеспечения электросилоэнергией многочисленных потребителей на борту станции.

Основная проблема в разработке СБ – это «укладка» панелей с фотоэлектрическими преобразователями (ФЭПами) в транспортном положении в ограниченный объем между корпусом станции и головным обтекателем.

В ГКНПЦ разработаны и применяются на изделиях несколько схем «укладки», отличающихся в зависимости от полезной площади СБ (площади, предназначенной для ФЭПов), объема транспортного пространства, необходимости складывания СБ в процессе полета и других факторов.

Первая из разработанных СБ (для станций «Салют» и «Космос») состояла из 4 створок, сложенных в транспортном положении по «рулонной» схеме (рис. 1). Раскрытие створок осуществлялось электроприводами, установленными в каждом шарнире. В конце раскрытия створки стопорились в шарнирах коническими пружинными фиксаторами.

Для модулей станций «Мир» и «Альфа» потребность в электроэнергии возросла, поэтому потребовалось создание совершенно новых СБ, почти в 2 раза больших по полезной площади, но «укладываемых» практически в такой же объем. Задача была решена путем создания лонжеронной конструкции СБ (рис. 2) с двумя основными и двумя боковыми створками на каждом звене лонжерона. Раскрытие звеньев лонжерона вместе с основными створками осуществлялось электроприводами, установленными в каждом шарнире лонжерона, а раскрытие боковых створок производилось от тех же электроприводов, но при их реверсировании.

Для модуля ФГБ станции «Альфа» потребовалась СБ, складываемая до промежуточного положения в процессе полета. Для этого была разработана СБ также лонжеронной конструкции, но при этом лонжерон был выполнен по «пантографной» схеме. На СБ также имелись основные и боковые створки. Раскрытие звеньев лонжерона вместе с основными створками осуществлялось электроприводом, установленным только в корневом узле СБ. Боковые створки открывались с помощью индивидуальных пружин (торсионов) после их расфиксации при открытии лонжерона ~ на 50%.

При необходимости складывания СБ электропривод корневого узла включается «на реверс» и выключается при получении сигнала от датчика промежуточного положения. Боковые створки при этой операции остаются в полностью открытом положении. Операции открытия–складывания можно повторять многократно.

Для небольших космических аппаратов потребовались небольшие СБ, но с минимально возможным «удельным весом» – отношением веса СБ к ее полезной площади (рис. 3). Для решения этой задачи были разработаны 2 основных мероприятия. Во-первых, каркасы створок изготавливались из тонкостенных углепластиковых профилей специального сечения; во-вторых, система раскрытия створок состояла из одного привода в корневом шарнире (пружинного или электрического), а остальные створки разворачивались через легкую тросовую «проводку» по принципу: от первого шарнира движение передается второму шарниру, от второго – третьему и т.д. Реализация этих мероприятий обеспечила необходимый «удельный вес» СБ.

В транспортном положении лонжероны и створки всех СБ удерживались отстреливаемыми пиротягами, пирозамками или пирочеками.

Кроме СБ, доставляемых в составе станций на своем «рабочем месте» и раскрываемых в автоматическом режиме (основные СБ), разработаны СБ, монтируемые космонавтами при выходе в открытый космос.

Такие СБ получили название «дополнительные солнечные батареи» (ДСБ). Необходимость применения ДСБ появляется в двух случаях. Первый случай – необходимая полезная площадь не может быть получена на основных СБ по компоновочно-конструктивным причинам, второй случай – снижение энергоотдачи основных СБ из-за старения (деградации) ФЭПов в процессе длительной эксплуатации.

Обычно ДСБ доставляются на орбиту в сложенном виде внутри станции, а перемещаются на свое рабочее место и раскрываются космонавтами. Раскрытие

ДСБ вручную имеет свои «изюминки». Так, например, на станции «Салют» ДСБ, выполненные по пантографной схеме, космонавт раскрывал с помощью тросовой лебедки, которую он вращал вручную.

Большинство разработок защищены авторскими свидетельствами на изобретения.

Авторы разработок – сотрудники КБ «Салют»: Богданович В.И., Соколов И.С., Долгов В.В., Лукьянов А.Д., Рябовский К.Н., Максимченко С.А., Воронцова И.В., Главацкий Л.А., Соин В.И.

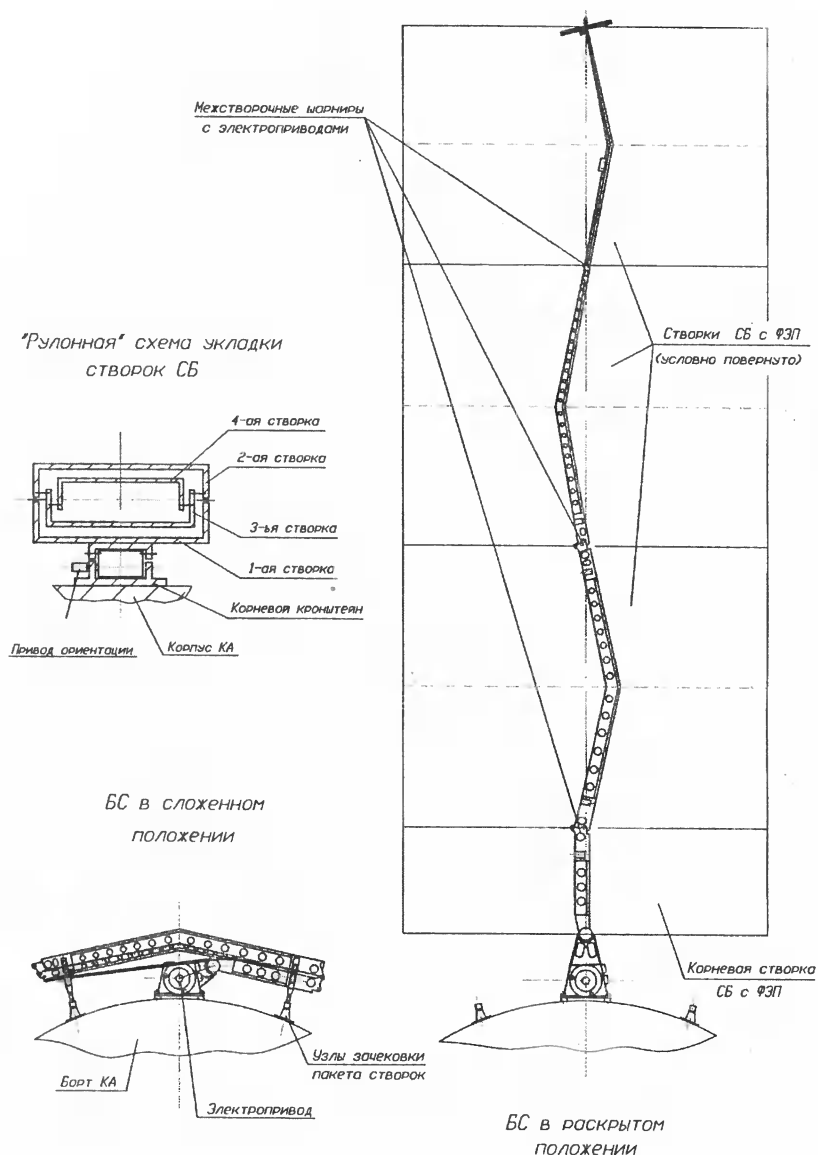


Рис. 1

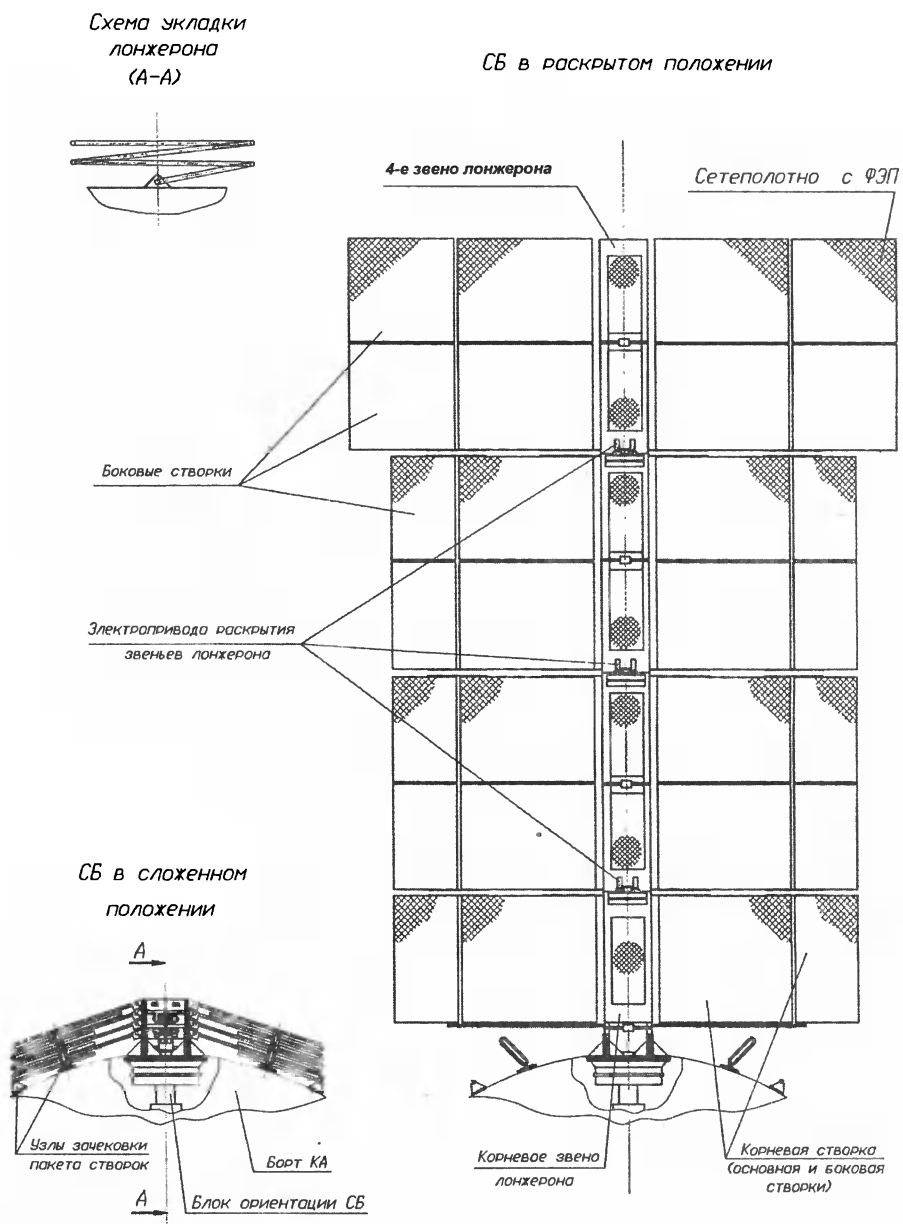


Рис. 2



*БС в раскрытом положении*

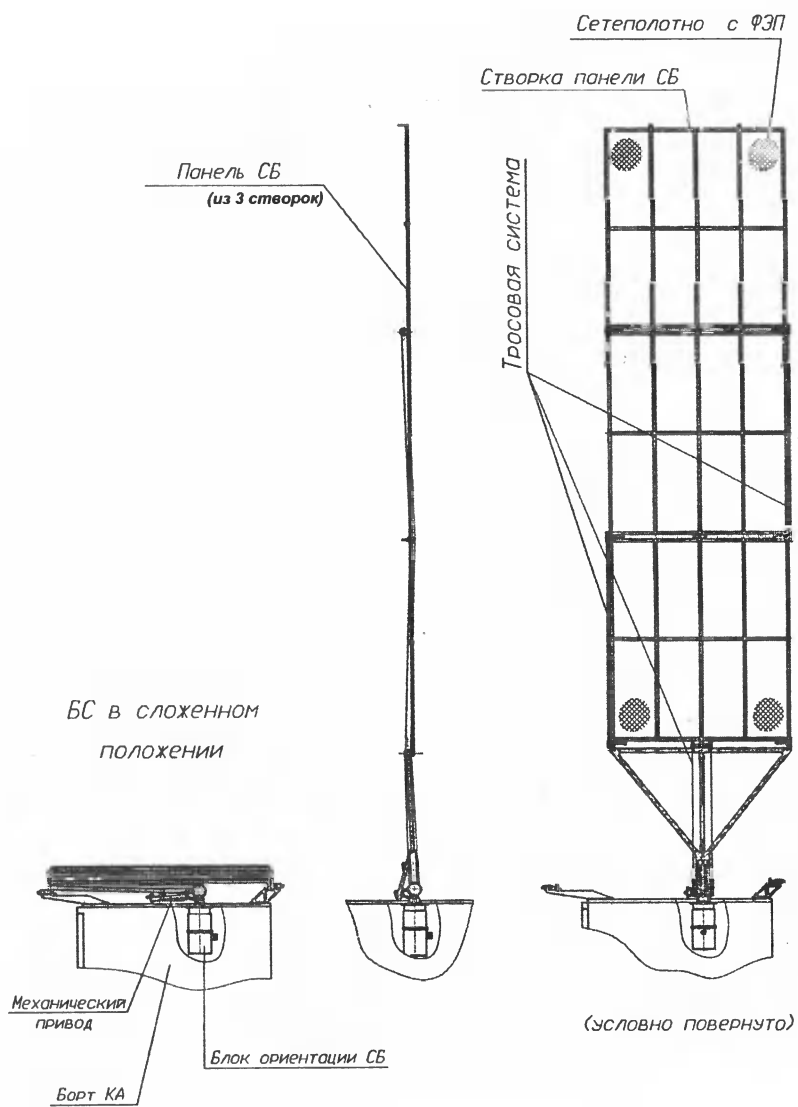


Рис. 3

# НАПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОРАДИОСИСТЕМ

## Особенности построения системы управления ракеты-носителя «Протон-К»

*Карпушин Л.А.*

Комплекс тяжелого класса «Протон К» состоит из трехступенчатой ракеты на жидких компонентах топлива и комплекса наземного оборудования, обеспечивающего испытание, подготовку и пуск РН.

Аппаратура управления и электроавтоматика разработаны кооперацией предприятий по техническим заданиям КБ «Салют» и выполняют следующие основные функции:

- формирование траектории выведения по участкам полета (программа тангажа);
- стабилизация положения в полете относительно центра масс;
- формирование параметров скорости выведения и обеспечение работы двигателей в оптимальном режиме;
- формирование и реализация программы временной циклограммы;
- обеспечение попадания сбрасываемых частей изделия в заданные районы отчуждения (поля падения);
- управление исполнительными элементами и агрегатами;
- обеспечение разделения ступеней РН после запуска двигателей следующей ступени;
- контроль расхода и поддержание оптимального соотношения компонентов топлива;
- формирование и выдача команд на реализацию безопасного прекращения полета (выключения двигателей и отделения КА) при возникновении нестандартных ситуаций с обеспечением задержки исполнения для ухода от стартовых сооружений, передача в космический аппарат команды «Авария» для реализации (при необходимости) автономной программы спасения или приведения в безопасное состояние;
- формирование и передача на стык с полезной нагрузкой базовых временных команд;
- обеспечение транзитных электрических связей РБ и КА с КНО;
- автоматическая геодезическая привязка (прицеливание) и азимутальное наведение РН.

Для обеспечения максимальной надежности и безопасности использования вся бортовая аппаратура, кроме системы опорожнения баков, силовой коммутации и источников питания, разработана в трехканальном исполнении. Использо-

вание трех независимых каналов обеспечивает штатную работу системы при отказе любого одного канала не только при выдаче выходного сигнала (это обеспечивает двухканальная система), но и неисполнение ложной команды от любого одного канала. Исполнительные команды выдаются только после «голосования два из трех». Несанкционированная выдача команд в большинстве случаев опаснее невыдачи и может приводить к катастрофическим последствиям. Выдача ложных команд по двум независимым каналам крайне маловероятна.

Система управления движением и стабилизации представляет собой автономную инерциальную систему на прецизионных поплавковых гироскопах и маятниковых акселерометрах. Она обеспечивает выведение полезной нагрузки по плоской траектории (без бокового маневра) и жесткой программе. Для возможности выведения различных полезных грузов на различные целевые орбиты разработаны варианты приборов, позволяющие для данного КА и задач его выведения подобрать их комплект, оптимизирующий в диапазоне массово-инерционных характеристик КА, параметры РН: программы скорости и тангажа, временные параметры сброса головного обтекателя на участках II и III ступеней, разделение I–II и II–III ступеней и выдача серии команд в конечной точке по достижении заданных параметров орбиты путем двойного интегрирования кажущегося ускорения РН.

Такая структура системы управления движением позволяет в автономном режиме (исключая вмешательство во время полета) выполнять два вида задач:

- выведение на низкие околоземные орбиты для обеспечения стыковки на орбите с другими КА или выполнение других задач в автономном полете;
- выведение на высокие орбиты и отлетные траектории с помощью разгонного блока, что является основным применением РН «Протон».

Выведение с автономными разгонными блоками, имеющими на борту цифровые вычислительные комплексы (БЦВК), позволяет оптимизировать управление движением всего комплекса по участкам полета введением гибкого управления. На участках же I и II ступеней гибкое управление движением практически не может быть реализовано в полной мере из-за необходимости попадания в заданные поля падения отработавших ступеней. Возможно только изменение крутизны траектории по высоте.

### **Программное обеспечение**

Программно-временные функции выполняют две группы программных токораспределителей (ПТР), реализуя программы функционирования всей бортовой аппаратуры согласно циклограмме полета и разделению:

- запуск двигательных установок на промежуточную и главную ступени тяги;
- программное отключение двигателей;
- управление агрегатами пневмогидросистем;
- формирование команд на сброс головного обтекателя;
- формирование команд на разделение ступеней;
- формирование характерных участков полета для системы безопасности, управления движением и стабилизации;

- формирование служебных команд для функционирования автоматики.

ПТР представляет собой электромеханическое устройство с синхронными двигателями переменного тока, кулачковыми валами, замыкающими и размыкающими контакты, и электромагнитными муфтами, соединяющими при включении кулачковые валы с двигателями, которые включены заранее (для исключения погрешности при раскрутке и выбеге двигателей). Кинематика кулачковых валов использует принцип часовой и минутной стрелок часов. Выдача выходных команд происходит при одновременном замыкании контактов медленного и быстрого валов.

Все эти конструктивные меры, а также питание электродвигателей от источников стабильной частоты обеспечивают необходимую точность выдачи команд. Использование электромеханических программных устройств для формирования основной циклограммы РН обеспечивает максимальную невосприимчивость к организованным и случайным помехам.

Статические программные устройства тангажа и скорости (СПУТ и СПУС) разработаны с использованием феррит-транзисторных ячеек и реализуют кусочно-линейную аппроксимацию по участкам полета. Управление тангажом реализуется ликвидацией рассогласования измеренных гиросtabilизаторами и текущих программных значений. СПУС входит в состав системы регулирования кажущейся скорости (РКС). Эта система управляет тягой двигателей, сводя к нулю рассогласование между программным и измеренным значениями кажущейся скорости с учетом возможного диапазона регулирования тяги по информации датчиков давления в камерах сгорания двигателей.

Автомат управления дальностью (АУД) производит счисление пройденного пути двойным интегрированием сигналов, полученных с датчиков ускорения, установленных на гиросtabilизаторах. Интегрирование производится по участкам полета I, II и III ступеней. По сумме измерений формируются команды на отключение двигательной установки III ступени при достижении расчетной точки выведения, выдаются две команды: предварительная и главная (ГК). По предварительной отключается основной двигатель и полет продолжается на рулевых двигателях малой тяги, что позволяет компенсировать погрешности от разброса спада тяги основного двигателя и провести калибровку, повышающую точность выведения. По ГК отключаются рулевые двигатели, и происходит отделение полезной нагрузки.

Автомат стабилизации (АС) состоит из функциональных частей:

- системы угловой стабилизации;
- системы нормальной и боковой стабилизации;
- служебной системы.

Система угловой стабилизации по сигналам датчиков углов гиросtabilизаторов компенсирует угловые отклонения относительно центра масс изделия, управляя отклонениями двигателей с помощью усилителей, корректирующих контуров и рулевых машин с обратной связью. В результате образуется замкнутый контур управления с использованием на участке I ступени также сигнала от датчиков угловой скорости, расположенных в районе центра масс (на II ступени). Угловая стабилизация происходит в ортогональной системе координат,

кроме первой ступени, где для отклонения шести двигателей пришлось применить преобразователь координат, т.к. для создания управляющего момента каждый двигатель может отклоняться относительно нейтрального положения в одной плоскости.

Система нормальной и боковой стабилизации по сигналам датчиков гиростабилизаторов вырабатывает управляющие воздействия для компенсации отклонений изделия от расчетного текущего положения на траектории, не вызывающих угловых отклонений (снос).

Это особенно актуально на начальных участках полета при воздействии ветра. Возникновение сигналов НС, БС приводит к отклонению рулей и, в конечном счете, к компенсации ошибок от сноса.

Служебная система обеспечивает: поддержание температуры гиростабилизаторов в дежурном и рабочем режимах, раскрутку и работу гиromоторов; грубое и точное приведение осей гиросплатформ в исходное состояние; контроль состояния гиростабилизаторов и трактов АС.

Для автоматической геодезической привязки гиростабилизаторов на стартовом столе при подготовке к пуску разработана система прицеливания, решающая основные задачи:

- хранение базового направления (фиксированного направления относительно направления север – юг);
- передача базового направления на уровень установки гиростабилизаторов в приборном отсеке III ступени;
- выработка сигналов на поворот гиростабилизаторов вокруг вертикальной оси до получения нулевого отклонения от базового направления.

Азимутальное наведение (выставка ракеты в плоскость стрельбы) производится на начальном вертикальном участке полета вращением ракеты вокруг продольной оси до совпадения положений корпуса гиростабилизатора, зафиксированного на корпусе РН, с положением гиростабилизированной платы, установленной при подготовке к пуску, в плоскость стрельбы в соответствии с полетным заданием.

Электроавтоматика реализована на электромеханических реле и выполняет следующие функции:

- преобразование сигнальных слаботочных команд в исполнительные силовые команды с входом на исполнительные элементы и агрегаты, такие как пирозлементы ПГС, ДУ и разделения, приводы РКС и СОБ;
- организация обмена между системами, а также между бортовой и наземной аппаратурой;
- организация раздельного питания от наземных источников при испытаниях (шинообразование).

Схемы построены на однополярной коммутации плюсовой полярности (кроме цепей управления пиротехникой, где коммутация двухполярная).

Общий некоммутируемый «минус» объединен как в бортовой, так и в наземной аппаратуре, и изолирован от корпуса.

Электропитание осуществляется по общепринятой в ракетной технике двухпроводной схеме (в отличие от самолета и автомобиля) постоянным напряжением, в полете – от никель-кадмиевых аккумуляторов.

Для питания бортовых потребителей переменным током используются две группы статических преобразователей постоянного тока в переменный.

Последовательность прямоугольных импульсов заданной частоты, сформированная задающим генератором, преобразуется в трехфазную последовательность, усиливается и с помощью фильтров преобразуется в квазисинусоидальное трехфазное напряжение. Синхронизация частоты всех преобразователей производится от одного ведущего преобразователя. Это не только повышает стабильность частоты, но также исключает возникновение помех за счет биений между частотами разных преобразователей.

Бортовая аппаратура размещена в негерметичных приборных отсеках с функциональным распределением по ступеням. Для улучшения массовых характеристик приборы установлены на той ступени, которую обслуживают, и сбрасываются вместе с ней в конце участка полета.

Функционирование обеспечивается в широком диапазоне температур без использования в полете внешних систем термостатирования.

Аппаратура надежно функционирует при воздействии вибрационных, ударных и линейных перегрузок и практически при любых метеоусловиях (дождь, град, снегопад).

Ремонтопригодность обеспечивается возможностью замены и испытаний на любом этапе эксплуатации, включая стартовый комплекс, любого прибора или кабеля.

Структура наземного проверочно-пускового электрооборудования обеспечивает электрические испытания и подготовку бортовой аппаратуры на всех этапах эксплуатации.

На стартовом комплексе аппаратура сгруппирована и размещена в подпольном сооружении, командном пункте (где производятся испытания до заправки) и выносном командном пункте, откуда производится пуск.

При необходимости подготовка может быть прекращена в любой момент до отрыва РН от стартового стола. Также может осуществляться блокировка пуска при снятии готовности КА.

Объем и методика электроиспытаний реализованы с учетом необходимости получения максимальной надежности, начиная со стопроцентного входного контроля аппаратуры и кончая автономными и комплексными проверками с имитацией полета на СК.

Положительная летная статистика подтверждает высокую надежность и безопасность использования аппаратуры.

По основным параметрам РН соответствует современному уровню и при необходимости еще достаточно долго может успешно использоваться для выполнения федеральной программы и коммерческих запусков.

При использовании современных разгонных блоков, таких как «Бриз-М», может осуществляться выведение космических аппаратов различного целевого назначения по близким к энергетически оптимальным пространственным траекториям.

По прошествии сорока лет эксплуатации можно с уверенностью утверждать, что эта разработка является торжеством отечественной инженерной мысли и производства на мировом уровне космического ракетостроения.

Естественно, что при таком длительном сроке эксплуатации назрела необходимость модернизации аппаратуры, в первую очередь для замены элементной базы, производство которой прекращено, а также с целью улучшения тактико-технических характеристик комплекса за счет использования возможностей цифровой вычислительной техники.

Установка на борту цифровой вычислительной машины открывает принципиально новые возможности, такие как:

- терминальное управление (вычисление оптимальной траектории в процессе полета и прогнозирование конечной точки с учетом фактических параметров движения), включая боковой маневр;
- возможность пересчета и ввода полетного задания на СК;
- адаптация к различным полезным нагрузкам без замены бортовых приборов (изменением программно-математического обеспечения).

Реализуются также режимы работы двигателей до почти полной выработки топлива, что повышает энергетику и улучшает экологию, а также автономное прицеливание методом гирокомпасирования без использования оптико-механических систем.

При модернизации рассматривались различные варианты структуры управления, в частности «лифтовая» – перенос командно-вычислительного ядра (гиростабилизатор + БЦВК) на верхнюю ступень (разгонный блок или КА). При всей привлекательности такой структуры на первый взгляд за счет экономии суммарной массы приборов, детальный анализ показал, что при незначительной экономии массы возникает ряд существенных недостатков, таких как:

- нарушение унификации комплекса для использования с различными РБ и КА;
- увеличение объема и значительное усложнение ПМО;
- снижение ремонтпригодности (особенно на СК), как следствие –
- снижение надежности.

Поэтому была сохранена структура управления с III ступени и с использованием автономных разгонных блоков, что обеспечивает возможность выведения полезной нагрузки на низкие орбиты без РБ, а также использования носителя для запуска новых разгонных блоков и космических аппаратов.

## **Канал радиочастотной связи на космодроме Байконур для ракетносителей семейства «Протон»**

*Мартынов А.Е.*

С выходом на мировой рынок пусковых услуг Россия получила большое количество заказов от иностранных клиентов. Надежность российских носителей ни у кого не вызывала сомнений, однако отсутствовала система единого дистанционного управления (обусловлено технологией подготовки российских КА). Для решения данной проблемы, наращивания эксплуатационных возможностей космодрома и привлечения потенциальных клиентов ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и их партнерами была разработана Единая система дистанционного управления, контроля и запуска коммерческих аппаратов (КА).

Одним из компонентов данной системы является канал радиочастотной связи (КРС). КРС разработан специалистами ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и ОАО «Радиофизика» и предназначен для обмена радиосигналами между КА, находящемся на стартовом комплексе в составе ракеты космического назначения, и системным испытательным оборудованием, находящимся в монтажно-испытательном корпусе. Необходимость обмена радиосигналами на частотах телеметрии и команд обусловлена технологией проверки КА.

Для обеспечения телеметрического и командного радиоканала между КА и системным испытательным оборудованием в головном обтекателе (ГО) прорезано радиопрозрачное окно (РПО) (т.к. сама конструкция ГО радионепрозрачна). Особенностью данной системы является то, что космический аппарат с антенной, ГО и РПО рассматриваются как единая излучающая система. Электромагнитное поле, возбуждаемое антенной КА, излучается через РПО ГО в направлении наземного антенного поста, расположенного на выносном командном пункте стартового комплекса. Аналогичным образом радиосигналы канала команд излучаются с наземного антенного поста в направлении РПО. Причем, радиообмен возможен как при подведенной, так и при отведенной ферме обслуживания. Для этих целей на самой ферме обслуживания устанавливается пассивный ретрансляционный комплекс фермы обслуживания. Он состоит из двух или трех антенн и волноводно-фидерного тракта. Причем коэффициенты усиления данных антенн подбираются таким образом, чтобы разница в уровнях сигнала при работе через ретранслятор и без него (при отведенной ферме обслуживания) была минимальна. После получения радиосигнала телеметрии на наземном антенном poste он фильтруется, усиливается и излучается в направлении монтажно-испытательного корпуса. На крыше корпуса расположен второй наземный антенный пост, принимающий сигнал, поступающий с СК. После обработки, аналогичной вышеизложенной, по волноводно-фидерным трактам радиосигнал поступает в пульттовую на аппаратуру СЮ КА. Необходимо отметить, что передача радиосигналов между КА и СЮ КА происходит без преобразования частоты (т.е. на несущих частотах КА). Энергетические характеристики элементов КРС (коэффициенты усиления антенн и усилительных устройств, коэффициенты передачи в волноводно-фидерных трактах, поляризаторах, сумматорах и фильтрах) рассчитаны таким образом, чтобы обеспечить необходимые уровни сигналов как на входе испытательного оборудования (для радиоканала телеметрии), так и плотности потока мощности на антенне КА (для канала команд).

В процессе создания КРС были решены сложные прикладные научно-технические задачи. Была проведена экспериментальная отработка характеристик излучения электродинамической системы, состоящей из ГО с прорезанным в нем РПО, космическим аппаратом и антеннами КА. Отработаны варианты «нижнего» и «верхнего» расположения антенн КА и РПО, использования различных конструкций фазированных антенных решеток и др. Проведены испытания радиопрозрачного материала РПО и определены его радиотехнические характеристики. Определены геометрические параметры РПО.



В настоящее время КРС обеспечивает передачу радиосигналов телеметрии и команд в частотных диапазонах С, Си, Ку. Канал прошел полный цикл автономных испытаний, принят в эксплуатацию и показал надежную работу в процессе штатной подготовки более чем десятка коммерческих КА («Интелсат-10», «Дирек-ТВ5», «Дирек-ТВ8», «АМС-12», «АМС-15», «Амазонас» и т.д.). Кроме того проводятся работы по доработке канала для обеспечения связи с КА в перспективном диапазоне Ка.

## **Сопровождение изделий космической тематики в полете**

*Топорков В.Е.*

В середине 60-х гг. Центральное конструкторское бюро машиностроения (ЦКБМ) приступило к разработке пилотируемого космического комплекса военного назначения «Алмаз», состоявшего из орбитальной пилотируемой станции 11Ф71 (ОПС), функционального грузового блока 11Ф77 (ФГБ) и возвращаемого аппарата 11Ф74 (ВА). Связка ФГБ и ВА получила название транспортного корабля снабжения 11Ф72 (ТКС).

Разработка ФГБ была поручена филиалу № 1 ЦКБМ (ныне КБ «Салют») и стала этапной в его деятельности: изделие космической тематики представляло собой принципиально новый вид, опыта разработки которого у предприятия не было.

Эта работа потребовала перестройки структуры предприятия, новых подходов при выполнении проектных, конструкторских работ, при отработке и испытаниях электрических систем ФГБ, его агрегатов, механизмов и привела к необходимости создания уникальной стендовой базы, на которую возлагалось решение задач, выполняемых в два этапа:

1. Наземной подготовки ФГБ к орбитальному полету.
2. Наземной поддержки работы ФГБ в условиях реального полета.

Наземная подготовка ФГБ к орбитальному полету включала:

- автономную отработку и ресурсные испытания систем, разрабатываемых нашим предприятием;
- отработку взаимного функционирования систем;
- проверку параметров межсистемных команд и сигналов;
- проверку электромагнитной совместимости систем при одновременной их работе;
- отработку заводской и эксплуатационной документации по контрольным испытаниям изделий на заводе-изготовителе и технической позиции.

Наземная поддержка работы ФГБ в условиях реального полета включала:

- отработку типовых операций по управлению полетом – радиокоманд, полетных заданий и т.д.
- фрагментарное воспроизведение в наземных условиях работы на орбите отдельных систем и механизмов изделий с имитацией возникших на борту нештатных ситуаций и последующей выдачей рекомендаций по их устранению;

- выдачу рекомендаций по замене вновь устанавливаемых на борт приборов, кабельной сети и т.д.
- обработку полетной документации.

Успешное завершение работ на первом этапе являлось аттестацией стенда, разрешающей переход к выполнению работ второго этапа, т.е. сопровождению полета ФГБ с использованием наземных средств.

Выполнение поставленных задач в целом было поручено комплексу № 4 (нач. Росенбаули О.Б.), практическая реализация – отделу № 650 (нач. отд. Григорьев В.Я.; с 1975 Усиков С.Ф.) на вновь создаваемой стендовой базе, состоящей из:

а) стенда Н11Ф77, предназначавшегося для автономной отработки системы электропитания (СЭП) ФГБ, ресурсных испытаний его бортовых химических источников тока (ХИТ) с проверкой достаточности их мощности для обеспечения электропитанием систем корабля по циклограмме полета и автономной отработки системы управления бортовым комплексом (СУБК). Структурная схема стенда показана на рис 1;

б) стенда – аналога Г11Ф72 (в дальнейшем – стенда), предназначавшегося для отработки совместной работы систем ФГБ, отработки конструкторской, эксплуатационной и полетной документации; реализации задачи осуществления имитации полета корабля в наземных условиях. Структурная схема стенда показана на рис 2.

Присвоение стенду-аналогу индекса Г11Ф72 связано с намечавшейся отработкой отдельных режимов работы систем ФГБ с помощью имитатора систем ВА и имитатора ракеты 8К82 (позднее заменен имитатором внешних систем, в которую входила и имитация отвода штанги, связывающая ракету с наземным стартовым комплексом).

Каждый из стендов, в зависимости от возлагавшихся на него задач, комплектовался соответствующей бортовой аппаратурой, наземной контрольно-проверочной аппаратурой (КПА), системой наземного электроснабжения спец. токами (СНЭСТ) и стандартными контрольно-измерительными приборами. Стенд Г11Ф77 был так же укомплектован наземной телеметрической аппаратурой (КПА ТЛМ). Это позволяло проводить работы на стендах независимо друг от друга.

Реализация задач, относящихся ко второму этапу работ, требовала:

- идентичности состава бортовой аппаратуры электрических систем, механизмов и бортовой кабельной сети (БКС) стенда Г11Ф72 реальному изделию, собранных по штатной документации;
- максимального соответствия реальному изделию размещения приборов внутри интерьера стенда, монтажа БКС;
- выполнения полного объема монтажно-сборочных и пуско-наладочных работ КПА, СНЭСТ стенда;
- аттестации и допуска стенда Г11Ф72 к работам по сопровождению полета ФГБ.

Для выполнения вышеуказанных задач приказом руководителя предприятия была изменена структура отдела № 650. Кроме существовавших в отделе лабораторий электрооборудования (нач. Топорков В.Е.), телеметрии (Рыжий Н.И.), физического моделирования (нач. Шафир И.Г.) была создана лаборатория радиотехнических систем и радиоуправления (нач. Жарков А.П.).

Лаборатория физического моделирования была переориентирована на испытание системы управления ФГБ, а лаборатория электрооборудования – на испытания систем (СУБК, СЭП), систем раскрытия и ориентации солнечных батарей (СРСБ, СОСБ), терморегулирования (СТР), жизнеобеспечения (СЖО), электроавтоматики системы стыковки ФГБ с базовой ОПС, создаваемой ЦКБМ.

Площади, занимаемые отделом 650 не соответствовали требованиям, предъявляемым к размещению КПА и технологического оборудования. По указанию руководителя предприятия в отделе были построены новые 3-этажные пульты общей площадью 540 кв. м. Для размещения СНЭСТ перестроена генераторная. Построено поистине уникальное сооружение – «беззховая камера» (БЭК), предназначавшаяся для размещения радиотехнической аппаратуры, позволявшей проводить имитацию захвата, дальнего и ближнего сближения и стыковки ФГБ с ОПС. Для выполнения этих работ в составе камеры было выделено помещение, покрытое радиопоглощающим материалом «Луч-50».

Заказчиком стенда Н11Ф77 стал отд. 820 (нач. Дьяконов Ю.И.). Он и стал разработчиком технического задания на стенд, определявшего предъявляемые к нему требования. Заказчиками стенда Г11Ф72 выступили отделы, разрабатывающие и курирующие разработку электрических систем ФГБ предприятиями-смежниками: отд. 820 (нач. Дьяконов Ю.И.), отд. 930 (нач. Колков В.С.), КО-9 (нач. Кузьмин А.А.), отд. 230 (нач. Колчин Ю.П.).

Главным отделом по разработке технических требований, предъявляемых к стенду по комплектованию приборным составом, бортовой кабельной сетью (БКС), технологическому оборудованию (ТО), наземному электроснабжению спец. токами (СНЭСТ), составу контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) и ее наземной кабельной сети (НКС), а так же имитаторам был назначен отд. 820.

По разработанным требованиям в короткие сроки на предприятии были выпущены необходимая конструкторская документация на каркасы стендовых изделий, компоновочные и установочные чертежи, ведомости спецификаций, определяющие заказ бортовой и наземной аппаратуры.

Изготовление элементов конструкции и кабельной сети стендовых изделий были поручены цехам 5 (элементы конструкций), 16 (изготовление БКС, НКС), проведение монтажно-сборочных работ цеху 6 опытного производства. Комплектование приборным составом возлагалось на отдел смежных кооперированных поставок (ОСПК). Общее руководство сборкой стендового изделия Н11Ф77 было поручено Топоркову В.Е, стендового изделия Г11Ф72 – Нимерницкому А.М. (оба отд. 650). Выполнение установочных, монтажно-сборочных и пуско-наладочных работ КПА и СНЭСТ возлагались на лаборатории отд. 650 по принадлежности.

С целью сокращения сроков стендовых работ сборка стендов и отработка на них электрических систем проводились параллельно. Для этого комплектование их приборным составом, БКС, выполнение установочных и монтажных работ производилось поэтапно, на каждом из этапов ставилась локальная задача его подготовки к проведению одного из планируемых видов отработки при параллельной подготовке материальной части к следующему этапу и т.д.

Самой трудоемкой и сложной работой на стенде, напрямую связанной с пуском, наладкой и аттестацией стенда, была отработка совместного функционирования приборного состава систем стендового изделия и его кабельной сети, а

также обработка конструкторской и эксплуатационной документации. Необходимость в выполнении этих работ определялась следующими обстоятельствами:

1. Две важнейшие бортовые системы ФГБ – система управления бортовым комплексом (СУБК) и система электропитания (СЭП) разрабатывались на нашем предприятии. Их приборное воплощение по нашему техническому заданию (ТЗ) производило предприятие п/я А-7460 в г. Запорожье. Поэтому возникала необходимость в автономной отработке этих систем (приборы + кабельная сеть) с целью подтверждения правильности реализации в приборах требований ТЗ.

2. Многие системы ФГБ разрабатывались и изготавливались многочисленными предприятиями-смежниками. Впервые в едином комплексе они встречались в составе изделия, и нужно было научить их совместно работать в заданных алгоритмах.

Отработка систем и документации на стенде Г11Ф72 проводилась в режимах проверочных включений (СУБК + смежная система ФГБ), комплексных испытаний (все системы ФГБ во взаимосвязи), совместных испытаний (системы ФГБ с имитаторами).

По выполнении полного объема стендовой отработки отделом № 650 совместно с конструкторскими отделами и представителем заказчика давалось письменное заключение о допуске стенда-аналога к работам по сопровождению полета ФГБ.

На стенде в тот период были выполнены в полном объеме все заявленные Центром управления полетами (ЦУП) работы по обеспечению штатной работы систем корабля на орбите и выданы рекомендации по устранению возникших на борту отклонений в их работе.

Дальнейшее продолжение работ по сопровождению в наземных условиях полета космических кораблей, разработанных в КБ «Салют», было осуществлено при работе на орбите модуля 77КЭ («Квант») в составе станции «Салют-7» (запуск состоялся 31.03.1987 г.) и последующих за ним модулей «Квант-2» 77КСД – дооснащения (запущен 26.11.1989 г.), «Кристалл» 77КСТ – модуль технологический (запущен 31.05.1990 г.), «Спектр» 77КСО – модуль исследования спектра Земли (запущен 20.05.1995 г.), «Природа» 77КСИ – модуль исследования ресурсов Земли (запущен 23.04.1996 г.), входивших в состав долговременной пилотируемой космической станции «Мир» – (нач. отдела № 650:<sup>1</sup> Огурцов Ю.А. – с 1978 г., Волошин Л.И. – с 1988 г.).

Вхождение модулей 77КСД, 77КСТ, 77КСО, 77КСИ в состав станции осуществлялось последовательной стыковкой к станции по мере их создания и запусков в космос.

Работы по сопровождению в полете всех перечисленных модулей проводились на одном электрическом стенде – аналоге 2Х77КС. При его создании и работе на нем были использованы те же принципы и подходы, что и при работе по сопровождению на стенде Г11Ф77, с той только разницей, что этот стенд, в отличие от своего предшественника, отражал особенности приборного состава и бортовой кабельной сети каждого из модулей. В этом состояла его уникальная

---

<sup>1</sup> Отдел № 650 в 1981 г. переименован в отдел № 331, а с 1986 г. по наст. время – отдел № 314.

особенность, позволявшая в любой заданный момент времени воспроизвести нештатную полетную ситуацию любого из четырех модулей.

Это стало возможным потому, что основные электрические системы модулей были идентичными. Их совместная работа обеспечивалась вновь разработанным и впервые примененным унифицированным программно-логическим устройством (УПЛУ) СУБК. Для повышения надежности прохождения некоторых команд по управлению полетом, в СУБК была предусмотрена возможность их прохождения в обход УПЛУ с применением специально разработанных кабель – вставок. Их схемная отработка производилась на стенде 2Х77КС с последующей доставкой и установкой на борту модулей.

На стенде по заданиям ЦУП был также выполнен большой объем работ по отработке режимов управления полетом, отработке и выдаче рекомендаций по замене доставляемых на борт приборов и кабельной сети, воспроизводству отдельных режимов полета, связанных с нештатными ситуациями и рекомендациями по их устранению.

Особую страницу в историю сопровождения космических кораблей вписали работы, выполненные на стенде-аналоге 2Х77КМ модуля «Заря» Международной космической станции (МКС) (нач. отдела Ситнов В.С.).

Впервые в истории проведения подобного рода работ в них приняли участие американские специалисты, проводившие совместно со специалистами нашего предприятия отработку сопряжения своей аппаратуры с российской: систем электроснабжения кораблями – «Заря» – «Шатлл», выдачу команды «Расстыковка» из СУ станции «Заря» и прохождение ее в «Шатлл» и др. Была выполнена совместная работа по программе КБ «Салют», РКК «Энергия» с участием специалистов NASA и фирмы «Боинг» по отработке информационного канала: ЦУП в г. Хьюстоне (США) – ЦУП в г. Королев (Россия) – наземная и бортовая аппаратура командной радиолинии (КРЛ) «Компарус» стенда 2Х77М – бортовые вычислительные средства (БВС) модуля «Звезда» (РКК «Энергия») – имитаторы БВС NODE и «Шатлла» (США). Для этого в составе стенда были предусмотрены отсеки для размещения аппаратуры РКК «Энергия» и американской аппаратуры. Информация, переданная по информационному каналу, регистрировалась бортовой телеметрической станцией стенда БР-9ЦУ8 с последующей обработкой на стендовом наземном комплексе «Литон» и дальнейшим оперативным анализом представителями, участвующих в работе сторон.

На стенде проходили тренировки американские космонавты по предстоящим на орбите демонтажнo-монтажным работам приборного состава и кабельной сети.

Стенд в настоящее время находится в рабочем состоянии и выполняет задания руководителей полета. В частности проводятся работы по подготовке аккумуляторных батарей к отправке на орбиту, отработке методик по замене штатных приборов, выработавших ресурс.

Структурные схемы стендов – аналогов 2Х77КС и 2Х77КМ, несмотря на небольшие различия в составе систем, в целом аналогичны схеме стенда Г11Ф72, показанной на рис 2.

Оперативное руководство работой на стендах возглавлялось службой технического руководителя. В задачу службы входило: суточное планирование работ, выдача поручений по нерешенным вопросам, назначение сроков выполнения

поручений, рассмотрение состояния хода текущих работ, принятие решений по дальнейшему продолжению работ.

Работы на стендах проводились круглосуточно в три смены. Для этого под руководством начальников смен создавались бригады из испытателей отдела № 650 и представителей конструкторских отделов. В их задачу входили разработка и реализация частных программ, связанных с поиском и устранением замечаний, возникавших при проведении стендовых работ, а также разработка и реализация программ по заданиям ЦУПа.

Работы по отработке систем и документации велись в три этапа: черновой, доводочный и чистовой. Чистовой этап проходил под контролем представителей заказчика, во время которого проводилась приемка эксплуатационной документации – простановкой своего грифа.

Опыт работы по сопровождению изделий космической тематики, находившихся в реальном полете, с помощью наземных стендов-аналогов показал правильность и своевременность постановки задачи и ее реализации. Это позволило снять многие проблемы управления полетом космических кораблей и упростить работу их экипажей, что вызвало заинтересованность в подобных работах американских специалистов.

Трудно сейчас вспомнить и перечислить всех тех, кто участвовал в этой большой и важной работе. Особенно тех из них, кто работал 25–30 лет тому назад. Лучше помнятся события и их участники более близкого времени. Попробуем все же сделать это, перечислив в едином списке участников работ, с тех далеких времен по настоящее время: Самойлов В.Е., Недайвода А.К., Росенбаули О.Б., Соколов М.Б., Малышев О.С., Ананьев О.В., Седов В.С., Ананьев М.П., Каганер В.И., Дьяконов Ю.И., Шкребенек Е.П., Никифорова Н., Куранов Г.С., Огурцов Ю.А., Тюрин А.И., Герасимов М.М., Ройтман Л.М., Захаров О.А., Фокин В.С., Деркач Р.Г., Калинин С.А., Гурвич З., Калинин Е.А., Суровкин В.К., Колосов В.В., Потапов Г.Ф., Вавилова Т.С., Володина О.А., Десянин А.П., Демидова Э.Д., Ремизова Л.В., Иванова Л., Жуков В.С., Озимов Н.А., Кузнецов В.С., Шаталин А.П., Кудрявцева Т.К., Кузьмин А.А., Крючков В.Г., Климентов М.Л., Сергеев А.В., Гапоненко А.Г., Меркелов А.А., Духов К.А., Савочкина Т.В., Глинберг А.Д., Малютин Е.А., Жижин В.П., Хатунцев А.В., Григорьев В.А., Усиков С.Ф., Волошин Л.И., Ситнов В.С., Климов Ю.В., Максимкин В.А., Топорков В.Е., Борисов Т.В., Бахусов А.П., Левина А.И., Сигаева З.Т., Жарков А.П., Шафир И.Г., Смородинов В.С., Прусаков В.Е., Тихонов В.А., Ольховик А.В., Назаров А.С., Рыжий Н.И., Смоляков А.Г., Кобылко А.Н., Еременко Е.П., Котин В.Н., Алныкина М.Н., Пышкина Л.Г., Мишин А.П., Свирид В.П., Куликова А.П., Нимерницкий А.М., Чернов В.Е., Петров А.М., Малухин А.В., Мухин Г.В., Наумов А.Н., Александровский А.В., Хемлин Ю.А., Демченко А.Н., Рахманова И.А., Колков В.С., Ларин Ю.А., Глухов И.Д., Бутнев Н.К., Кравцов В.В., Разоренова М.С., Смирнов А.И., Семкин С.В., Морозов А., Гришин В., Егоров Б.А., Титенков В.М., Казанкин А.П., Саева Н.В., Воробьева С.В., Маркитантов И.С., Алдущенкова С.Б., Дубиняк Г.В., Максимяк В.В., Воробьев В.И., Таран А.В. и другие.

# Схема структурная стенда Н11Ф77

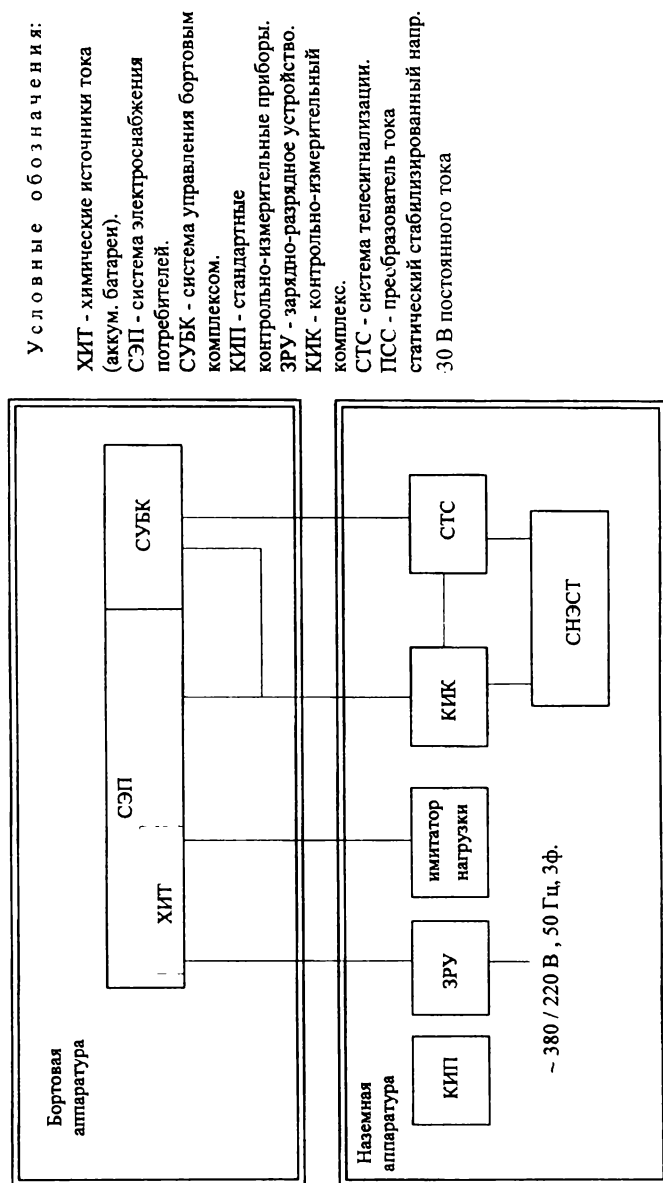
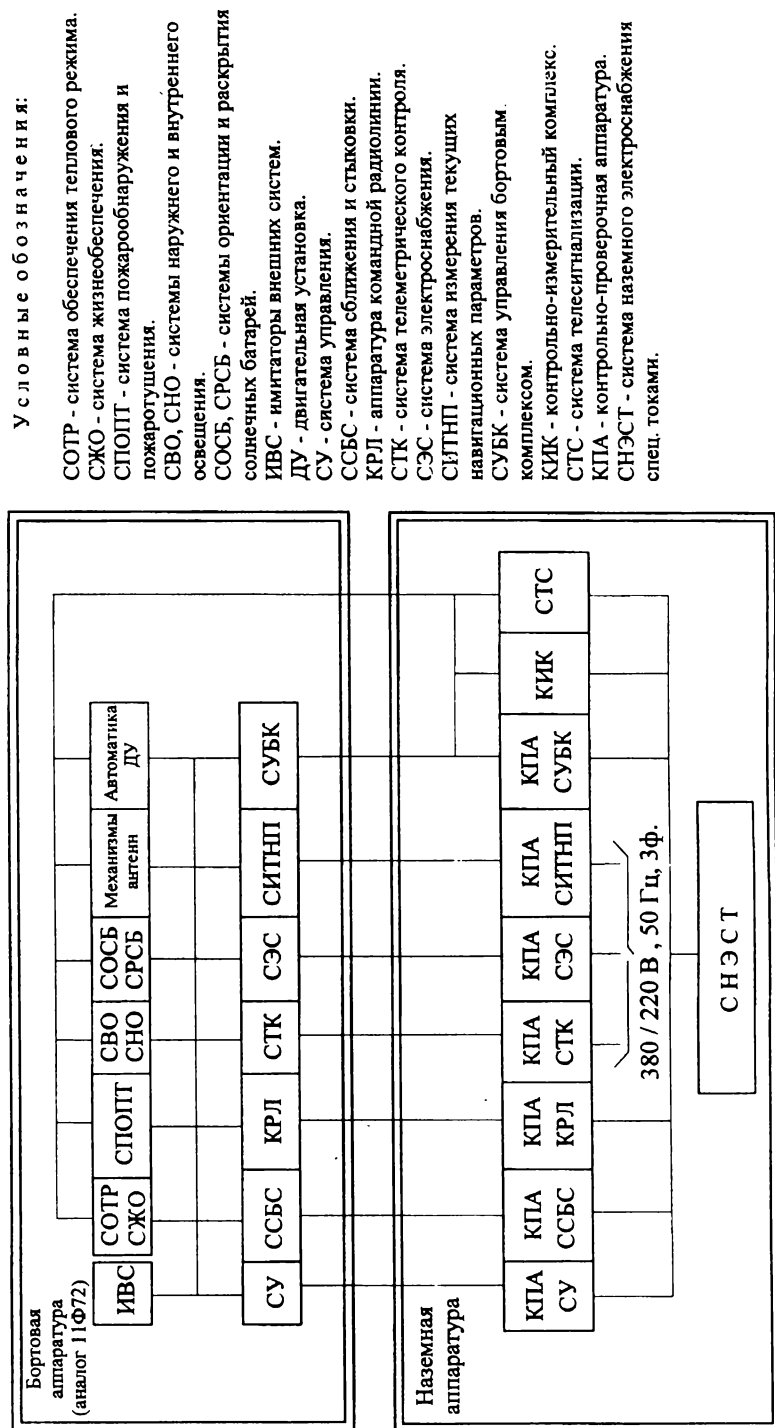


Рис. 1





## Аналого-цифровая система управления транспортных кораблей ТКС

*Ананьев О.В., Демченко А.Н.*

История создания, успешного полета и стыковки первого модуля «Заря» Международной космической станции (МКС) «Альфа» началась не в 1996 году, как принято считать, а гораздо раньше. Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров № 437-160 от 16.06.1970 года нашему КБ была поручена совершенно новая не свойственная ему работа – создать пилотируемый космический аппарат (КА) для доставки грузов и людей на орбитальную космическую станцию по теме «Алмаз». Этот космический аппарат, состоящий из функционально-грузового блока и возвращаемого аппарата, называли транспортным кораблем снабжения (ТКС). Задачей нашего КБ было создать функционально-грузовой блок (ФГБ) для выполнения транспортным кораблем снабжения орбитального полета, стыковки с орбитальной станцией, расстыковки и увода ТКС от орбитальной станции, а так же подготовки условий для отделения возвращаемого аппарата (ВА) в конце полета ТКС. Для решения этой задачи была подключена традиционная для нашего КБ кооперация конструкторских бюро, участвовавших в предшествующих совместных разработках. Разработку системы управления движением ТКС на орбитальном участке полета поручили КБ «Электроприборостроения» (КБ «Э»), руководимому главным конструктором Владимиром Григорьевичем Сергеевым. В настоящее время оно называется НПП «Хартрон». В то время это КБ уже имело опыт создания систем управления движением ракет, но так же, как и для нашего КБ, создание СУ космических аппаратов для него было новым и интересным делом.

В 70-х годах только начинался процесс применения цифровых вычислительных машин в системах управления ракет. В КБ «Э», по инициативе и при самом непосредственном участии Якова Ейновича Азенберга, происходил чрезвычайно сложный, практически революционный процесс перехода от аналоговых к цифровым бортовым вычислительным машинам в системах управления ракет, другими словами, переход от «аналоговых» к «цифровым» системам управления (СУ), понимая преимущества «цифровых» по сравнению с «аналоговыми» СУ, а именно:

- возможность разделить и выполнять параллельно разработку приборов СУ, в том числе и вычислительных машин, и разработку алгоритмов управления движением, что существенно сокращало общий срок создания и наземной отработки СУ в целом;
- возможность реализовать сложные логические функции СУ в виде программ, а не виде сложных логических приборов, что уменьшало массу СУ;
- возможность значительно повысить точность вычислений при расчете характеристик движения, что увеличивало точность управления движением СУ;
- возможность существенных доработок алгоритмов управления без доработки приборов СУ, а только за счет изменения программ бортовой цифровой вычислительной машины, что делало «цифровые» СУ значительно более удобными при эксплуатации в составе изделия.

На основании имеющегося практического опыта создания «цифровых» СУ для ракет КБ «Э» предложило стратегическое направление на создание «цифровой» системы управления для ТКС.

В нашем КБ – в то время оно называлось «филиал ЦКБМ» – как головной организации, ответственной за создание ФГБ в целом, шло активное обсуждение предложенного КБ «Э» направления на создание «цифровой» СУ. Окончательное решение по структуре СУ ФГБ было принято лично Владимиром Николаевичем Челомеем. Генеральный конструктор собрал представительное совещание ведущих специалистов ЦКБМ (Реутово), ответственного за создание орбитальной пилотируемой станции (ОПС), возвращаемого аппарата, а так же ТКС в целом, и филиала ЦКБМ (Филя). Совещание продолжалось почти до полуночи. Челомей спросил и внимательно выслушал мнение буквально каждого участника совещания. И когда большинство присутствующих (Филя – единогласно) высказались за создание «цифровой» СУ для ФГБ, Генеральный конструктор вынес вердикт: «В связи с недостаточным опытом разработки и эксплуатации «цифровых» СУ создать комбинированную – «аналого-цифровую» СУ, возложив на «аналоговую» ее часть задачу дублирования наиболее ответственных функций системы управления:

- обеспечение выведения ТКС его средствами («довыведение») на заданную орбиту при отказе РН на последнем участке ее полета;
- построение и поддержание орбитальной и солнечной систем ориентации с возможностью обеспечения «закрутки» ТКС вокруг оси «Z» при ориентации ее на Солнце;
- обеспечение необходимого положения и угловых скоростей ТКС перед отделением ВА для спуска его на Землю».

Принимая такое решение, Генеральный конструктор понимал, что создание комбинированной «аналого-цифровой» СУ увеличивает массу СУ и требуемое на ее создание время. В качестве ракеты-носителя (РН) для выведения ТКС на околоземную орбиту был «Протон», поэтому существовали жесткие ограничения по массе ТКС. Сроки разработки, наземной отработки и начала ЛКИ для ТКС были определены правительственным постановлением. За срыв сроков в те времена наказывали. Но он понимал и то, что масса, сроки и стоимость – это не самоцель, а только результат решения главной задачи – получения высоких технических характеристик ТКС по точности и надежности. Как показал весь дальнейший процесс создания и эксплуатации ТКС, это было решение мудрого и опытного КОНСТРУКТОРА. Владимир Николаевич Челомей не только решил основную задачу будущего ТКС – качество и надежность, но и заложил перспективную основу для дальнейших разработок КБ.

Принятое Генеральным конструктором ТКС решение КБ «Э» реализовало в виде двух самостоятельных контуров управления – «аналогового» и «цифрового» следующим образом:

1. На участке полета ТКС в составе РН были включены оба контура, причем функцию «довыведения» должен был выполнить «цифровой» контур СУ, а если он откажет во время выведения, эту функцию выполнял «аналоговый» контур.

2. На участке орбитального полета ТКС «аналоговый» и «цифровой» контуры СУ независимо друг от друга по командам из наземного комплекса управления (НКУ) могли реализовать:

- ориентацию оси «Z» ТКС, перпендикулярную плоскости солнечных батарей, на Солнце при стабилизации в пространстве положения двух других осей;
- солнечную ориентацию, обеспечивающую наилучшие условия для восстановления и поддержания энергобаланса на борту;
- вращение ТКС с постоянной скоростью вокруг оси «Z» после выключения системы управления ФГБ (режим «закрутки»), обеспечивающее наилучшие условия для восстановления и поддержания энергобаланса на борту при не управляемом СУ полете ТКС;
- ориентацию связанных осей ТКС в орбитальной подвижной системе координат, обеспечивающую энергобаланс, условия для коррекции орбиты ТКС и условия для отделения возвращаемого аппарата.

3. Задачу стыковки ТКС с орбитальной пилотируемой станцией выполнял только «цифровой» контур, т. к. реализовать эту задачу средствами «аналогового» контура было невозможно.

4. Задачу расстыковки и увода ТКС от орбитальной пилотируемой станции можно было решать как «аналоговым», так и «цифровым» контурами СУ.

Описанное распределение функций между «аналоговым» и «цифровым» контурами СУ, с учетом, что каждый из этих контуров имел устойчивость к одному отказу, позволило обеспечить устойчивость к **трем** функционально однотипным отказам в вычислителях СУ при выполнении основных задач орбитального полета ТКС.

Система управления орбитальным полетом ТКС – уникальный образец функционально-схемного резервирования, когда резервирование обеспечивалось не только на уровне схем, но и вычислителями, построенными на разных физических принципах работы – «аналоговом» и «цифровом». Это дополнительно увеличивало надежность выполнения задачи из-за разной физики работы вычислителей.

Единственная, реализуемая только средствами «цифрового» контура СУ, задача стыковки на уровне ТКС так же была зарезервирована для пилотируемого варианта полета. Помимо автоматической стыковки ТКС с орбитальной пилотируемой станцией средствами СУ была предусмотрена система полуавтоматической и ручной стыковки.

Процесс создания «аналогового» контура СУ был трудный, но проводился по уже отработанной технологии, что нельзя сказать о «цифровом» контуре. В процессе разработки «цифрового» контура фактически создавалась и отрабатывалась технология его создания. Этот процесс выявил ряд изначально невидимых проблем. Оказалось, что время создания и отработки больших пакетов программ практически в геометрической прогрессии зависит от объема этого пакета, т.к. каждое локальное изменение в одной из программ требовало повторения отработки всего пакета. Только такая технология отработки программного обеспечения (ПО) позволила свести к минимуму риск появления «неопознанных связей» между программами через общие массивы памяти, используемые ими. Ка-

чество отработки потребовало цикл создания пакета программ для «цифрового» контура СУ, больший по длительности, чем цикл разработки и отработки отдельных приборов. Другими словами, применение бортовых цифровых вычислительных машин, с одной стороны, позволило значительно упростить приборы и, как следствие, уменьшить время их создания, но с другой стороны, потребовало достаточно большого времени разработки и отработки программного обеспечения, которое превышало время создания приборов.

Даже по самым оптимистическим прогнозам срок создания первого пригодного для полета варианта ПО далеко выходил за директивные сроки поставки СУ для сборки ФГБ и, как следствие, срывал директивные сроки готовности ТКС к ЛКИ. Для выполнения директивных сроков требовались новые технологии, отличные от традиционных. В КБ «Э» было решено делать постоянное запоминающее устройство (ПЗУ), в котором хранился пакет программ для бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) в виде отдельных приборов, которые можно было заменить на любом этапе подготовки СУ в составе ФГБ. Это позволяло начинать сборку ФГБ до завершения отработки ПО системы управления. Такое решение несколько разрядило ситуацию, но не решало проблему. Учитывая, что для проверки работоспособности аппаратуры СУ, после ее установки на ФГБ, была необходима только часть «летного» ПО, в основном выполняющая обмен информацией между БЦВМ и приборами СУ, было принято второе решение – создать специальное «проверочное» ПО. Этот вариант позволял проводить сборку ФГБ, заводские проверки, отправку и подготовку ФГБ на технической позиции, стыковку с ВА и проверки ТКС в сборе параллельно с отработкой «летного» варианта ПО. Замену ПЗУ с «проверочным» ПО на ПЗУ с «летным» ПО можно было осуществить перед стыковкой ТКС с РН «Протон». Прорабатывались даже варианты замены ПЗУ на стартовом комплексе. Эти два решения позволили максимально увеличить допустимое время отработки «летного» варианта ПО и вселяли надежду на выполнение директивных сроков готовности ТКС к ЛКИ. В дальнейшем эти два решения, в реализации которых самое непосредственное участие принял заместитель главного конструктора КБ «Э» Гончар Андрей Савич, стали штатной технологией при создании последующих КА с «цифровыми» СУ.

Мудрость решения Челомея Владимира Николаевича о создании «аналого-цифровой» СУ заключалась не только в достижении высоких технических характеристик ТКС, но и в том, что в случае неполной готовности «цифрового» контура СУ директивные сроки готовности ТКС к ЛКИ были бы выполнены за счет использования средств «аналогового» контура, который был готов. Но это был вариант для подстраховки.

Наряду с революцией в вычислительных средствах и благодаря появлению бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) проходила революция и в гироскопических измерительных приборах системы управления КА.

Большие вычислительные возможности БЦВМ позволяли осуществить переход в системах управления КА от гиросtabilизированных платформ – основы всех систем управления ракет к бесплатформенным системам. Этот переход был начат в комбинированной «аналого-цифровой» системе управления ТКС.

Потребность в бесплатформенных СУ для КА была обусловлена существенными ограничениями гиросплатформ по величинам измеряемых углов. Одной из основных задач системы управления движением КА была и есть обеспечение ориентации и переориентации связанных с КА осей в любую точку пространства. Решить эту задачу при использовании гиросплатформ было практически невозможно. Переход от «платформенных» к «бесплатформенным» системам управления КА, также как и переход от «аналоговых» к «цифровым», осуществлялся в недрах системы управления ТКС эволюционно, не разрушая, а дополняя имеющиеся технические заделы.

Основой СУ ФГБ изначально была трехосная гиросtabilизированная платформа (ТГС). На первом ТКС «Космос 929», запущенном 17.07.1979 года, ТГС была единственным гироскопическим прибором, обеспечивающим измерение углов отклонения связанных осей ТКС в инерциальной системе координат. На втором ТКС «Космос 1265», запущенном 24.04.1981 года, наряду с ТГС были установлены одноосные гиросtabilизаторы (ОГС) как экспериментальное оборудование. По измерениям ОГС в БЦВС рассчитывались величины углов отклонения связанных осей ТКС в инерциальной системы координат. Результаты расчетов передавались в телеметрию и контролировались при наземной обработке. На последующих ТКС появился контур управления на основе ОГС, равноправный с контуром управления на основе ТГС.

Наиболее сложной задачей ТКС была автоматическая стыковка с орбитальной пилотируемой станцией (ОПС). Для выполнения этой задачи в качестве измерительной системы относительного движения ТКС и ОПС была применена радиотехническая система сближения и стыковки «Игла». Отработка системы управления для решения этой задачи была завершена только к полету второго ТКС «Космос 1265», запущенного 24.04.1981 года. Изначально ТКС был рассчитан на повторную стыковку после неудачной первой. Стыковка ТКС с долговременной орбитальной станцией «Салют 6» прошла успешно и с первого раза.

Перспективность стратегического направления на создание «цифровой» системы управления проявилась на практике уже при создании СУ для второго ТКС. Распределение функций между ОПС и ТКС по теме «Алмаз» было таково, что после стыковки ТКС к ОПС управление движением получившейся «связки» выполняла система управления ОПС. При разработке СУ ТКС функция управления «связкой» не планировалась. Учитывая, что к моменту готовности к ЛКИ второго ТКС орбитальная пилотируемая станция не была готова к пуску, было принято решение о стыковке ТКС с долговременной орбитальной станцией (ДОС) «Салют 6», которая в отличие от ОПС не имела возможности управлять движением «связки». Перед СУ ТКС была поставлена задача, на которую она изначально не была рассчитана. Для «аналоговой» системы управления появление новой задачи потребовало доработки приборов и, как следствие, полного повторного цикла наземной отработки, времени на который не было. Для «цифровой» СУ это вызвало доработку программного обеспечения и повторение этапов его отработки, а использование отработанной на первом ТКС технологии параллельного проведения работ по подготовке ФГБ и отработке ПО практически не изменило сроков готовности второго ТКС к пуску.

Перспективность «цифровой, бесплатформенной» системы управления подтвердилась и при создании третьего и последующих ТКС. Если задачей второго ТКС «Космос 1265» было только поддержание ориентации связки в орбитальной системе координат, то для ТКС «Космос 1443» и «Космос 1686» требовалось ориентировать связку с ДОС «Салют 7» в разные точки пространства и обеспечивать развороты с заданной скоростью. Для «аналоговой, платформенной» системы управления эта задача была уже невыполнима. Используя накопленный опыт работы с «бесплатформенным» контуром управления и технологию параллельного проведения работ по подготовке ФГБ и отработки ПО, эта задача была также решена в заданные сроки.

Весь этот процесс успешного создания «цифрового» контура СУ и технологии его наземной и летной отработки был бы невозможен без существования «аналогового» контура управления. Во всех сложных ситуациях он безотказно выручал. Этим контуром управления чаще пользовались в центре управления полетом ТКС, т. к. он был проще в использовании, а по расходу рабочего тела не уступал на начальных этапах разработки «цифровому» контуру СУ.

Коллектив КБ «Э» во время создания СУ ФГБ «переболел» и унификацией. Перспективы «цифровых» СУ казались безграничны, и у главного конструктора появилось идея раз создать СУ на все случаи жизни и для любых мыслимых и немыслимых задач. Для реализации этой идеи в рамках одной системы управления были проанализированы все перспективные смежные СУ системы, как для задачи стыковки, так и для других прикладных задач ТКС. Учитывая что каждая из этих систем имела специально разработанные протоколы цифрового обмена информацией, а БЦБМ общалась со смежными системами через специально разрабатываемые для этого устройства ввода-вывода (УВВ) информации, в СУ ФГБ были разработаны УВВ для всех перспективных систем. В результате масса СУ выросла по сравнению с необходимой для решения задач ТКС, степень отработанности УВВ в части еще не созданных смежных систем была низкая, но требовала дополнительного времени для аттестации при приемосдаточных испытаниях УВВ. Как показало время, многие системы, для связи с которыми были разработаны УВВ так и не появились, но масса и время изготовления УВВ, а как следствие, и СУ в целом были завышены. Этот опыт позволил сделать специалистам КБ «Э» правильный вывод, что унифицировать одну отдельно взятую систему невозможно без ухудшения ее характеристик. В дальнейших своих разработках КБ «Э» больше автономной унификацией системы управления не занималось.

После успешных стыковок ТКС «Космос 1265», «Космос 1443» и «Космос 1686» эта задача была уже достаточно отработана, что позволило создать на базе ТКС новый вид КА, доставляющий модули к орбитальным станциям. Вместо ВА к ФГБ был прикреплен первый модуль «Квант» для создаваемой станции «Мир». Получившаяся конструкция изменила размещение антенн «Игла» по сравнению с ТКС, что потребовало доработки ПО. К этому времени технология, можно сказать, уже не создания, а модернизации «цифро-аналоговой» системы ТКС была отработана. Однако к этому же времени тема «Алмаз» по известным теперь причинам была закрыта, и государственные заказы на ТКС прекратились.

Следует сказать, что за десять лет эксплуатации СУ ТКС элементная база, на которой она была создана, морально устарела да и частично была снята с производства. Воспроизводить аппаратуру СУ стало невозможно. Полет 31.03.1987 года первого модуля «Квант» к станции «Мир» завершил славный путь «аналого-цифровой» СУ ТКС, но невольно открыл путь к созданию «цифровой» СУ для остальных модулей станции «Мир».

Тот большой опыт создания и модернизации «цифрового» контура управления СУ ТКС, полученный при полетах транспортных кораблей снабжения (ТКС) «Космос 929» (17.07.1979 г.), «Космос 1265» (24.04.1981 г.), «Космос 1443» (23.08.83 г.), «Космос 1686» (20.08.1985 г.), стал основой при создании «цифровой» системы управления для модулей «Квант 2», «Спектр», «Кристалл», «Природа», а также первого модуля «Заря», Международной космической станции «Альфа».

### **Применение волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) в составе бортовой измерительной системы космического ракетного комплекса (КРК) «Ангара»**

*К.т.н. Ананьев М.П.*

При создании измерительной системы для КРК «Ангара», состоящего из ракеты-носителя «Ангара» и ряда разгонных блоков (РБ) «Бриз-М» и «КВРБ» особое внимание уделялось таким показателям, как надежность функционирования, достоверность передаваемой информации, устойчивость к электромагнитным помехам, минимальные весовые характеристики и габариты. Причем особенно учитывался мировой опыт запусков космических аппаратов (КА) на геостационарные орбиты, который показывает, что стоимость доставки одного килограмма полезной нагрузки на эту орбиту составляет 40 000 долларов США. В связи с этим крайне актуальными являются работы по снижению массы средств доставки, к которым относятся РН и РБ. Для измерительных систем РН и РБ задача снижения массы является одной из важных, так как в ее состав входят большое количество элементов, таких как: электрические кабели, электрические соединители, промежуточные платы, приборы, первичные преобразователи, датчики. При этом только доля массы кабелей составляет до 30% массы всего изделия. Пути снижения массы кабелей лежат в следующих направлениях:

- уменьшения сечения проводников (если позволяет сила тока и погрешности измерений);
- уменьшения массы экранирующих оплеток проводов с использованием арамидных нитей (со снижением их экранирующих свойств);
- уменьшение массы проводников из-за использования более легких сплавов и металлов (например алюминия).

Все это в совокупности с применением в составе изделий композитных материалов существенно снижает устойчивость аппаратуры, установленной на РН, РБ, КА, к электромагнитным помехам и воздействиям и соответственно резко снижает возможность выполнения целевой задачи по доставке полезной нагрузки

ки на орбиту. Кардинальным решением проблемы: «Масса – электромагнитная совместимость» может служить применение на РН, РБ, КА волоконно-оптических линий связи с совокупностью физических оптических преобразователей и датчиков, а также оптических соединителей. Проработка новой конструкции РН, РБ с ВОЛС показывает снижение массы за счет отказа от максимального количества металлических проводников и электросоединителей к ним, а также технологических элементов их крепления на изделия, при этом уровень электромагнитной устойчивости систем резко возрастает.

Все эти аргументы легли в основу научных изысканий и проведения опытно-конструкторской работы (ОКР) в рамках темы «Ангара» по созданию информационной системы. Основным исполнителем этой ОКР является ФГУП ПО «Полус» – одно из ведущих предприятий в этой области науки и техники.

В рамках реализации этой концепции на изделиях КРК «Ангара» необходимо было разработать новые перспективные технологии и конструкторские решения, среди которых следует отметить:

- разработку технологии ВОЛС на изделиях;
- разработку технологий установки, юстировки, стыковки, проверки оптических соединителей в составе изделия;
- разработку технологий изготовления и установки оптических физических преобразователей и датчиков на основе волокон.

Этапы выполнения ОКР по этой проблеме свидетельствуют о возможности создания измерительной системы с ВОЛС, причем изготовленный и проходящий испытания опытный образец показывает прекрасные результаты по точности измерений. Так, полученная в результате экспериментов погрешность измерений составляет 0,1% от диапазона измерений против ныне существующих систем с погрешностью измерений 1–1,5%. Кроме этого вся измерительная система имеет массовые характеристики в 5 раз лучше, чем если бы задача измерений решалась традиционными методами с использованием металлических проводников.

В рамках ОКР разработаны новые оптические преобразователи, разрывные оптические соединители, оптические кабели, оптические циркуляторы, усилители, принципиально новая контрольно-проверочная аппаратура (КПА) с оригинальным программно-математическим обеспечением.

Работы в направлении внедрения ВОЛС являются только началом на пути широкого внедрения в ракетно-космическую технику новых технологий и измерительных систем.

## **Современные системы измерений**

*К.т.н. Ананьев М.П.*

Для отработки ракетно-космической техники на всех этапах ее создания, таких как стендовые и летные испытания широко используются телеметрические информационно-измерительные системы. Причем требования к этим системам постоянно возрастают с учетом главной задачи: получение как можно быстрее



достоверной и качественной информации о состоянии изделия в процессе испытаний или полета. Эта информация позволяет специалистам КБ «Салют» проверять правильность принятых конструкторских решений, устранять выявленные недостатки, оперативно управлять космическими объектами. Все это предъявляет особые требования к информационным системам в части надежности, гибкой адаптации к решаемой измерительной задаче в составе изделия, достоверности получаемой информации, автоматизации процесса обработки и доведения информации до потребителя. За годы работы в ракетно-космической области в КБ «Салют» был накоплен огромный опыт проектирования измерительных систем с участием специализированных отраслевых предприятий, таких как Научно производственное объединение измерительной техники (НПО ИТ), Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП). В течение длительной практической работы были разработаны методы и алгоритмы обработки, представления и анализа телеметрической информации.

Однако проектирование современных изделий, разрабатываемых в КБ «Салют», таких как разгонный блок (РБ) «Бриз-М» и модернизированная ракета-носитель (РН) «Протон-М», потребовали применения в составе этих изделий принципиально новых методов и подходов, ранее не применявшихся в телеметрических системах. Эти методы должны были учитывать мировой опыт конструирования подобных систем с целью унификации по интерфейсам связи со смежными системами и гибкость в адаптации к полезной нагрузке отечественного или иностранного заказчика. Мировой опыт, а также отечественные научные исследования показывали, что такую систему можно создать на основе микропроцессорной техники с введением искусственного интеллекта в состав телеметрической аппаратуры.

По техническому заданию КБ «Салют» в НПО ИТ была разработана и изготовлена первая отечественная телеметрическая система «Пирит-РБс», имеющая в своем составе микропроцессорные приборы и специальное программное обеспечение, позволяющее формировать заданную структуру телеметрического сигнала с пакетным принципом передачи информации, что соответствует международным стандартам MIL-1553B, IRIG-106. До 1998 года ни одно предприятие ракетно-космической отрасли Российской Федерации не выпускало и не применяло подобных телеметрических систем. Выпускались только системы, обеспечивающие упрощенный, циклический режим опроса параметров по строгой, фиксированной циклограмме.

РБ «Бриз-М», имея в своем составе телеметрическую систему «Пирит-РБс», получил новые качества в части уменьшения количества межсистемных связей, так как обмен между системой управления и другими система осуществляется по двухпроводной линии связи с информативностью один миллион бит в секунду, что позволило сократить количество промежуточных электросоединителей и уменьшить вес кабельной сети. Бортовое программное обеспечение позволяет более гибко распределять имеющуюся в распоряжении разработчика информативность системы и более рационально использовать пропускную способность радиоканала при оптимальной мощности передающих устройств, что, в свою

очередь, позволяет экономить электроэнергию на борту РБ «Бриз-М». Для обеспечения качественной передачи телеметрической информации во время штатной закрутки РБ, для обеспечения теплового режима космического аппарата заказчика использовался оригинальный алгоритм сбора и передачи информации, который не мог быть реализован другими телеметрическими системами.

Проведенные в течение 1999–2005 гг. успешные пуски РБ «Бриз-М» полностью подтвердили заложенные технические характеристики и позволили полностью реализовать функциональные возможности системы «Пирит-РБс».

Однако процесс разработки и создания новой телеметрической системы проходил не совсем гладко, учитывая всю сложность этого программно-аппаратного комплекса. Много труда потратили сотрудники НПО ИТ совместно с специалистами КБ «Салют» и РКЗ для рождения этой современной аппаратуры.

Для внедрения телеметрической системы «Пирит-РБс» потребовалось создание новой технологии работ, создание школы бортовых программистов, усовершенствование процесса разработки наземного программного обеспечения, введение в практику разработки циклограммы сбора телеметрической информации, адаптированной к полетному заданию разгонного блока.

Применение системы «Пирит-РБс» позволило усовершенствовать существующие технологии приема и обработки информации. Так, современные интерфейсы, имеющиеся в составе этой системы, впервые позволили передать по витой паре полный поток информации на расстояние до 150 метров с последующей ретрансляцией этого сигнала по волоконно-оптическим линиям связи со стартового сооружения до выносного командного пункта, что предоставило возможность довести телеметрическую информацию до Генерального конструктора, находящегося непосредственно на старте. Передача телеметрической информации по волоконно-оптическим линиям связи также решена впервые. Ранее информация поступала через наземные измерительные пункты (НИП) с голосовым подтверждением факта события, происшедшего на борту РБ.

При проектировании информационно-телеметрической системы для РН «Протон-М» во многом старались сохранить опыт, полученный при создании РБ «Бриз-М». Однако количество параметров и, как следствие, объем измерений на РН «Протон-М» во много раз больше. Кроме этого на РН велик объем быстроменяющихся процессов, для измерения которых требуются большие информативности. Единственной системой, которая могла справиться с поставленной задачей, была система «СКУТ-40» разработки и изготовления НПО ИТ. Причем система является совмещенной, так как может по одному радиоканалу передавать как медленноменяющуюся информацию, так и быстроменяющуюся информацию, включая цифровые массивы системы управления. Суммарная информативность со всех трех ступеней РН «Протон-М» составляет более 1,5 миллионов измерений в секунду или около 10 миллионов бит в секунду. Для обработки и анализа такого огромного объема телеметрической информации при проектировании системы измерений РН «Протон-М» была реализована новая концепция. Ее суть в минимизации роли человека и максимальной автоматизации всех процессов проверок измерительных систем, а также обработки и анализа поступающей информации. Это стало возможным при широком применении про-

граммно-аппаратных комплексов с использованием прикладного программно-математического обеспечения, включающего в себя сложные алгоритмы обработки и анализа информации, алгоритмы принятия решений, оптимальные виды и формы представления данных, формирование суждений о функционировании систем ракеты с диагностикой неисправности или отказа.

Создание системы измерений для РН «Протон-М» показало, что человек не может оценивать огромный объем данных. Поэтому применение автоматизированной системы обработки и анализа данных при испытаниях на всех этапах подготовки изделия позволяет сократить время поиска неисправности и повысить точность ее определения. При этом сигнализация при отказах выдается в виде транспарантов зеленого («Норма») и красного («Не норма») цветов с подачей дополнительно звукового сигнала при неисправности.

Эта идеология была реализована в автоматизированном комплексе приема и обработки телеметрической информации для РН «Протон-М» (КСА НИ СИ). Рабочее место оператора оснащено мощными вычислительными средствами, позволяющими быстро и точно находить неисправности на борту. Практика нескольких запусков показала, что комплекс позволяет с помощью специально разработанного программного обеспечения (ПО) находить не только явные, но и скрытые дефекты. И если раньше, при старой технологии, испытания продолжались продолжительное время, то сейчас на это уходят считанные минуты, ведь достаточно прочитать информацию на дисплее, где указывается результат проверки или отказ и индекс параметра.

При работах на КСА НИ СИ, в отличие от аппаратуры старых модификаций, нет опасности пропустить дефект в составе РН «Протон-М», так как ПО учитывает огромное количество возможных ситуаций, а вмешательство человека в результат анализа до устранения неисправности и выявление ее причины невозможно. Поэтому «человеческий фактор», нередко приводивший к необъективной оценке, отсутствует. Многолетний опыт показал, что старая технология имела «налет субъективности» при оценке данных, и оператор мог неверно интерпретировать информацию, почему скрытые дефекты нередко не выявлялись. Система КСА НИ СИ – пример положительного решения технической проблемы взаимодействия человека и машины.

Вот только несколько научных и технических решений, которые были реализованы при создании РБ «Бриз-М» и модернизации РН «Протон-М».

В заключение хотелось бы назвать имена специалистов, чей научный, творческий, инженерный потенциал лег в основу этих технических решений. Это специалисты, ранее работавшие в КБ «Салют», и нынешние поколения инженеров и ученых, работа которых позволяет создавать современные информационно-телеметрические комплексы. Среди них: д.т.н. Росенбаули О.Б., Крючков В.Г., Кузьмин А.А., Климентов М.Л., Чистякова Н.Н., к.т.н. Шатхин В.С., Жижин В.П., Чихляев С.В., Музалев М.В., Шукайло В.Б., Дровников Ю.П., Кочедыков А.Г., Гапоненко А.Г., Байдова Л.В., Жбанков Ю.А., Егоров С.А. и многие другие.

## **Модернизация бортовой кабельной сети (БКС) – насущная проблема при проектировании и производстве новой техники**

*Глинберг А.Д., Карандашев Н.А., Крутин А.Ф., Меркелов А.А.*

За последние десятилетия XX века в области электротехники произошли революционные изменения, которые привели к существенному сокращению энергопотребления, габаритно-массовых характеристик электрооборудования при существенном улучшении возможностей и ужесточении эксплуатационных характеристик. Это позволило при тех же энергозатратах и габаритно-массовых лимитах разместить на борту новой техники больший объем электрооборудования с усложнившимися требованиями и задачами исполнения и эксплуатации.

Успехи и достижения НТР в области электротехники привели к тому, что БКС на всех без исключения изделиях существенно увеличилась в объеме и массе при функциональном усложнении и увеличении требований по надежности. Без серьезной модернизации конструкции БКС успешное решение задач и проблем при создании новой техники невозможно, хотя постоянная, все возрастающая тенденция роста кабельных проблем наблюдается на фоне дефицита внимания к их разрешению на многих предприятиях, в НИИ и в высшей школе (при подготовке специалистов нужного профиля, разработке новых материалов и технологий, необходимой фурнитуры и т.д.). Проектирование новой аппаратуры и систем, создание новой техники часто производится без учета требований к БКС, к особенностям и возможностям рационального монтажа кабелей на изделии. В конечном счете, страдает качество, надежность и функциональные возможности выпускаемой продукции.

На сегодня в Москве и в России нет ни одной фирмы или организации, занимающейся комплексным решением проблем, касающихся бортовых кабелей, хотя на Западе такие фирмы успешно работают не один десяток лет. Их представительства в Москве («Райхем», «Би Питрон», «Фраматом» и др.) предлагают нам свои весьма хорошие и дорогие наработки (некоторые из них мы используем и обязаны применять в рамках сотрудничества при создании совместных систем).

Внимание к кабельным проблемам со стороны главного и среднего звена руководства предприятий осуществляется по остаточному принципу, поэтому в настоящее время предприятия, на которых результативно ведется работа по улучшению конструкции и технологии изготовления кабелей, можно пересчитать по пальцам одной руки, притом ведется она только за счет инициативы и энтузиазма исполнителей...

В конструкторском бюро «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проектирование кабелей для различных систем изделий и объектов сосредоточено в одном отделе, что позволило объединить усилия и сконцентрировать внимание на разрешении назревших кабельных проблем. Процесс этот длительный, требует повседневного внимания, широкого диапазона поисковых работ и, наконец, понимания и поддержки руководства.

В 1965 году в отделе по проектированию систем телесметрии (СТИ), руководимом А.А. Кузьминым, была создана первая бригада по проектированию на-

земных и бортовых кабелей СТИ, затем кабельные бригады и группы появились в других отделах: по системам управления (СУ) – начальник отдела Малышев О.С., по наземным измерениям – начальник отдела Чистякова Н.Н. и др. Первые начальники кабельных бригад Сафронов Б.И., Потапова О.В. и ведущий конструктор Хорошилов А.И. буквально с нуля создавали кабельную идеологию и внедряли новые материалы и технологии в молодое кабельное производство ракетно-космической техники.

В 1986 году произошло объединение разрозненных кабельных бригад в единый пультково-кабельный отдел, который возглавил Меркелов А.А.; две кабельные бригады (начальники – Глинберг А.Д. и Савочкина Т.В.), принявшие единую кабельную идеологию (руководитель Глинберг А.Д., ведущие специалисты – Крутин А.Ф., Монахова Г.А.), успешно решают насущные кабельные проблемы.

В результате за 10 лет постоянного и настойчивого поиска на исполнительском уровне в КБ и производстве в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева были найдены и внедрены новые конструкторские решения на базе совместных разработок новых материалов и комплектующих с учетом минимального изменения существующей технологии изготовления кабелей. Это позволило довести сокращение массы БКС до 50% (~ в 2 раза) при улучшении монтажных и эксплуатационных характеристик, т.е. получить существенный технико-экономический эффект (см. прил. 1).

Для примера, на ракете-носителе (РН) «Протон», спроектированной около 40 лет назад, 600 бортовых кабелей весят больше 1 тонны; БКС ОК «Мир» весила более 4 тонн; на МКС наши модули «Заря» и «Звезда» также несут в своих корпусах многотонные, но уже частично облегченные БКС (~ на 500 кг).

Сегодня коммерческая стоимость выведения в космос 1 кг полезной нагрузки составляет 20 – 40 тыс. долларов США, модернизация БКС в аэрокосмической отрасли – задача первостепенной важности.

Первоочередной задачей модернизации БКС стала замена тяжелой и жесткой экранирующей плетенки типа ПМЛ (из медных луженых проволок), составляющей от 30 до 50% массы кабеля. Если на РН «Протон» экранированию подлежало ~10% кабелей и электроцепей, то на новом РН «Протон-М» и др. современных изделиях экранирования требуют все 100% бортовых кабелей. В поисках альтернативы плетенке ПМЛ испытывались металлотрикотажная лента (БКС космического аппарата «Экспресс» для ФРГ), электропроводные ткани на основе аримидной и лавсановой нити, из которых шили защитные чехлы на кабели. Наконец, совместно с ОКБ кабельной промышленности (ОКБ КП) в короткие сроки была разработана и внедрена новая плетенка типа ПАрМЛ(МС), изготовленная из мишурной аримидной нити (луженой или посеребренной), по экранирующим характеристикам не уступающая плетенке типа ПМЛ, но в 5...7 раз более легкая, к тому же экологически чистая и безопасная.

Выпускаемая в тех же типоразмерах новая плетенка ПАрМЛ без проблем заменяет плетенку ПМЛ в конструкции кабеля. На базе той же аримидной мишурной нити разработаны электропроводные материалы, используемые для изготовления кабеля и его монтажа на изделии:

- крученые нити от НТАрМЛ-7 до НТАрМЛ-19 (из 7 или 19 нитей);

– ленты технические от ЛТАрМЛ-3 до ЛТАрМЛ-30 (шириной от 3 до 30 мм.).

Таким образом, бортовой кабель имеет сплошную электропроводную наружную оболочку, защищающую от электропомех и статического электричества, выполненную из одного исходного материала – мишурной аримидной нити.

Высокая стоимость плетенки ПАрМЛ, продолжение работ в поиске других вариантов легких экранирующих оболочек привели к созданию новой плетенки типа ПОМСК, которая почти на 50% легче и дешевле плетенки ПАрМЛ. Новая плетенка также внедрена в конструкцию БКС (КА «Казсат»), прошла отработку в производстве. Работы на этом направлении продолжаются.

От 50 до 70% массы кабеля составляют провода, поэтому решение задачи по сокращению массы провода при сохранении его надежности и технологичности особенно важно и необходимо.

Модернизация провода МС15-11 за счет изменения технологии нанесения изоляции из фторопласта-4МБ и замены экрана экранированных проводов МСЭ15-11 (из медных луженых проволок) на экраны из мишурной аримидной нити позволили получить новый провод МС15-18, который в среднем на 15% легче прототипа, и новый экранированный провод МСЭ15-18, который легче ≈ на 35–40%. Новые провода разработки и изготовления ОКБ КП быстро и без проблем заменили старый МС15-11 в конструкции БКС.

Провода с полиимидной лаковой изоляцией легче проводов МС15-11 на 25–35%, а проводов МС15-18 – на 15–20%. Последняя разработка такого провода марки МС16-15 и его усиленного варианта, стойкого к пиролизу, марки МС26-15 нашли свое применение в БКС летательных аппаратов\*, хотя их высокая стоимость (за счет дороговизны технологии нанесения изоляции) сдерживает возможность их более широкого применения.

В настоящее время активно ведутся работы по созданию принципиально нового провода с композитной токопроводной жилой (основной материал – алюминий вместо меди) с фторопластово-полиимидной изоляцией, которая будет легче своего прототипа, самого легкого сегодня бортового провода МС26-15, на ~50% и значительно дешевле (за счет замены более дорогой и дефицитной меди на алюминиевый сплав и более технологичного и дешевого способа нанесения изоляции). Пластичность и электропроводность новой токопроводной жилы доводится до уровня прототипа (токопроводной жилы из меди) методом прямого пропускания импульсного тока, т.е. методом, разработанным учеными Института Машиноведения РАН (ИМАШ РАН) на основе собственного открытия. В результате, появилась возможность создания широкого спектра проводов, более легких и дешевых, для различных отраслей народного хозяйства.

Не остаются без внимания узлы заделки кабеля в электросоединители, хотя они составляют не более 3–5% массы кабеля, но функционально они защищают от механических воздействий самое слабое место в конструкции кабеля – место соединения (пайкой или обжатием) проводов кабеля с контактами электросоединителя. Применение метода магнитно-импульсной обработки материалов

---

\* Целесообразно применять этот провод на объектах, где весовая составляющая (приведенный коэффициент к полезной нагрузке) достаточно высока: III ступень РН, РБ «Бриз-М», «Бриз-К», КА, УКП «Яхта» и др.

(МИОМ) – этого поистине перспективного и высокоэффективного направления в науке и технике XXI века, позволило и в кабельной технике и технологии достигнуть феноменальных результатов: удалось в короткие сроки при минимальных затратах изготовить и внедрить облегченные корпуса электросоединителей (ОКЭ), которые в 15–30 раз легче штатных корпусов и обеспечивают заделку в электросоединитель (надежную, прочную, малогабаритную), по массе в 6–10 раз более легкую. При этом феноменальном результате обеспечивается существенная экономия в материалах, энергоресурсах, трудозатратах при высокой экологичности и культуре производства (все это – отличительные признаки МИОМ от устаревших традиционных технологий во многих отраслях науки и техники) – см. статью «Новые пути использования магнитно-импульсной обработки материалов (МИОМ)». Примеры заделок кабеля в соединители типа РС50 – см. в прил. 3.

На сегодня, бортовые кабели, изготавливаемые в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, облегчены по массе на ~50% (т.е. в 2 раза), но в ближайшей перспективе, «похудеют» еще на 25–30%, т.е. будут облегчены на ~65–70% (т.е. в 3 раза) – см. прил. 1 и 2.

Применение в БКС нового облегченного провода с алюмо-медной токопроводной жилой и полиимидно-фторопластовой изоляцией позволит получить в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева хороший технический эффект.

Не исчерпаны возможности сокращения массы БКС, если, наконец, будут более внимательно учитываться интересы кабельного производства при проектировании аппаратуры, при более четком и грамотном трассировании БКС, т.е. необходима организация согласования с кабельщиками соответствующих КД, ТУ, ЭП и ТП на аппаратуру, материалы и изделия.

Таким образом, новый компактный, гибкий и легкий бортовой кабель, более совершенный и надежный по эксплуатационным параметрам, и с эстетической стороны смотрится предпочтительнее кабеля старой, традиционной конструкции. Новые кабели успешно демонстрировались на международных выставках в Москве, Берлине, Женеве, Брюсселе, Сингапуре где были отмечены дипломами и другими наградами.



## КАБЕЛИ ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

### Типовой кабель



647 г  
100%

|                                                            |           |
|------------------------------------------------------------|-----------|
| Провода марки: МПКМ-0,2 – 11,8 м                           | – 39 г    |
| МПСШЭ00,2 – 33,4 м                                         | 247 г     |
| Плетенка типа ПМЛ 3×6...16×24 – 1,1 м                      | – 118 г   |
| Сальники (штатные корпуса за соединит. + компаунд ЭЗК-6)   | – 70+38 г |
| Электросоединители (типов 2РМ и РС)                        | – 116 г   |
| Элементы монтажа (лента ПВХ, нить ЗК, припой ПОС-61 и др.) | – 19 г    |
|                                                            | 647 г     |

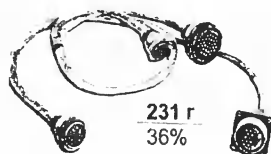
### Новый кабель



332 г  
51%

|                                                            |         |        |
|------------------------------------------------------------|---------|--------|
| Провод марки: МС15-18-0,2 – 11,8 м                         | –33 г   | (–15%) |
| МСЭ15-18-0,2 – 33,4 м                                      | –146 г  | (–41%) |
| Плетенка типа ПарМл 3×6...10×16 – 1,2 м                    | –14 г   | (–88%) |
| Сальники (корпуса МИОМ облегченные + пено-компаунд ПЭК-74) | –3+8 г  | (–90%) |
| Электросоединители (типов 2РМ и РС)                        | – 116 г | (0%)   |
| Элементы монтажа (ленты ЛТАрМл, нить ЖТАрМл, припой и др.) | –12 г   | (–37%) |
|                                                            | 332 г   | (–49%) |

### Перспективный кабель



231 г  
36%

|                                                                    |        |        |
|--------------------------------------------------------------------|--------|--------|
| Новый провод МКА 26-15-0,2 – 11,8 м                                | –18 г  | (–54%) |
| МКАЭ 26-15-0,2 – 33,4 м                                            | –66 г  | (–73%) |
| Новые плетенки ПОМСК 3×6...10×16 – 1,2 м                           | –8 г   | (–93%) |
| Сальники (корпуса МИОМ облегчение + пено-компаунд ПЭК-74)          | –3+8 г | (–90%) |
| Электросоединители (типов 2РМ и РС)                                | –116 г | (0%)   |
| Элементы монтажа (ленты ЛТАрМл, ЛТБМл, нить ЖТАрМл, ЖТБМл, припой) | –12 г  | (–37%) |
|                                                                    | 231 г  | (–64%) |

При увеличении длины кабеля процент снижения массы увеличивается



Состав исходной БКС:

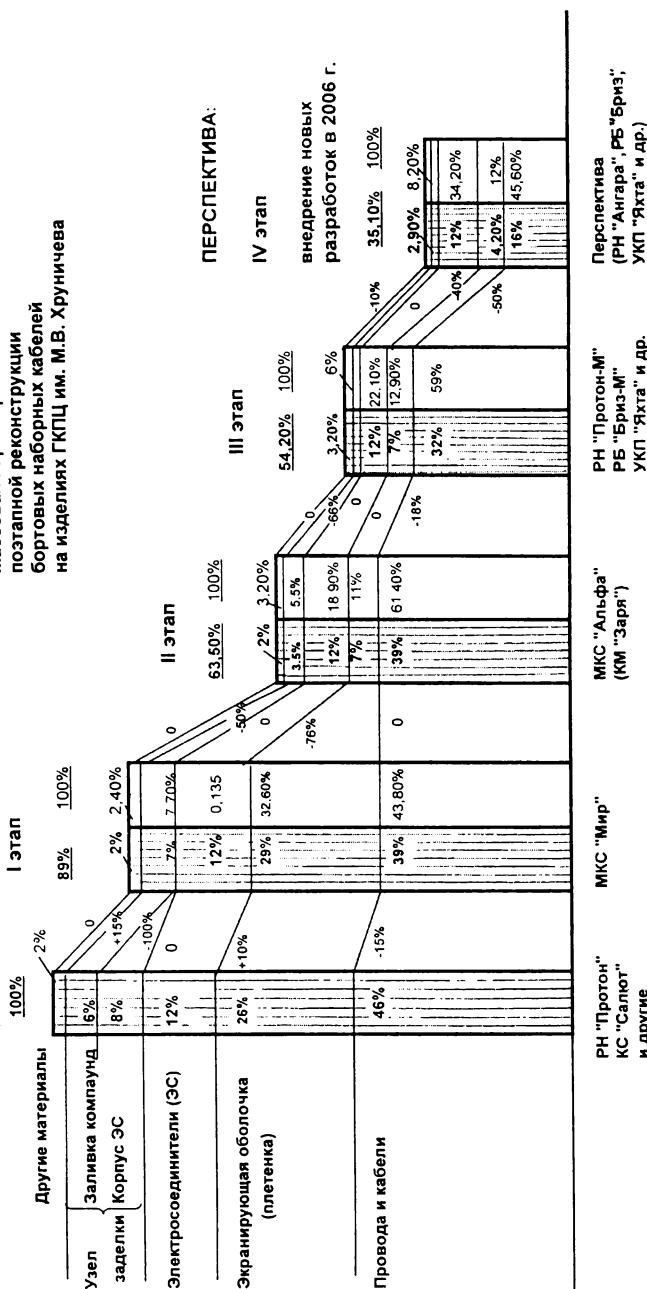
бортовые провода МПКМ и ФД-100 (с полиэтиленово-капроновой и фторопластовой изоляцией), лента ПВХ, нить ЗК (капрон) плетенка ПАМЛ (из медно-луженых проводов), электросоединители с штатными корпусами, заливка компаундами К-68 и ЭЗК-6

Состав современной БКС:

бортовые провода МС15-18 и МС26-15 (с фторопластовой и полиимидной изоляцией) на 20...40% легче исходных; плетенка ПАМЛ, ПЕМЛ на 75...85% легче ПАМЛ, нити ЖАРМЛ и ленты ЛТАРМЛ электропроводные (все из мшиурных нитей); безкорпусная заливка эл соединителей компаундом ПЭК-74, который легче ЭЗК-6 на 80%

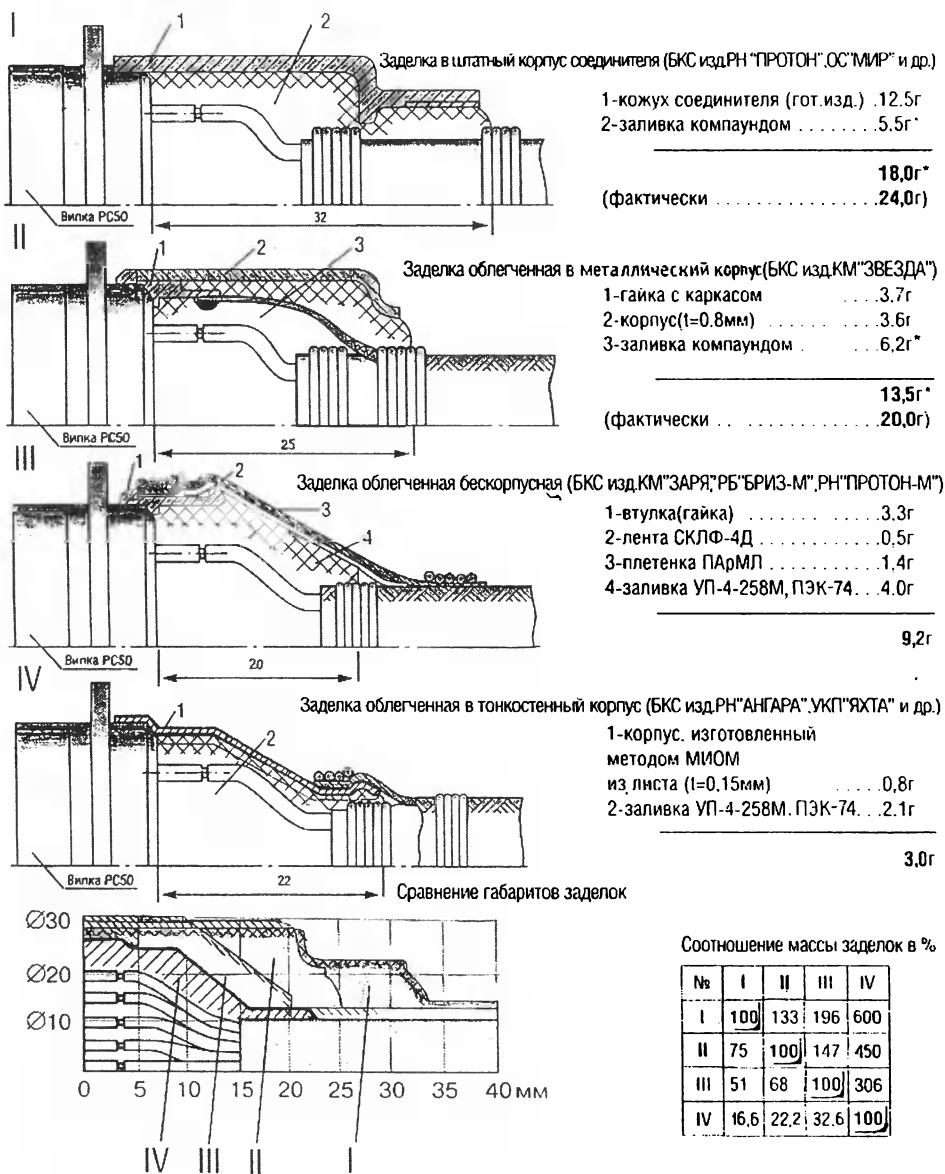
Исходная БКС

Массовая характеристика  
позатальной реконструкции  
бортовых кабелей  
на изделиях ГКПЦ им. М.В. Хруничева



Состав перспективной БКС: новые провода (с алюминомедной токопроводной жилой, изоляция полиимидная) легче современных примерно на 50%; новые плетенки ПОМСК на 30...40 % легче ПАМЛ и ПЕМЛ (значительно дешевле ПАМЛ), нити и ленты, соответственно легче на 30...40%; новые облегченные корпуса эл.соединителей (ОКС) легче штатных на 95...97%, заделка кабелей в ОКС легче безкорпусной заделки на 65...75% и на 85...90% легче заделки в штатный корпус (с заливкой компаундом ПЭК-74).  
Бортовая кабельная сеть (БКС) сегодня легче исходной в 2 раза, в перспективе - легче в 3 раза. Новая БКС более надежная, экономичная, экологичная и эстетичная.

### Сравнение конструкций узлов заделок (сальников) для соединителя РС50



\*) Масса заливки приведена к заливке компаундом УП-4-258М, ПЭК-74

## **Новые пути использования магнитно-импульсной обработки материалов (МИОМ)**

*Глинберг А.Д., Карандашев Н.А., Крутин А.Ф., Сидоренков Е.Н.*

Прежде чем приступить к изложению материалов о новых наработках в области МИОМ в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, хотелось бы кратко изложить то, что на сегодня известно об этом процессе. Вызвано это тем, что при всех достоинствах данного технического направления о МИОМ (по крайней мере у нас в стране) в основном знает только узкий круг специалистов.

Использование сильных импульсных магнитных полей (ИМП) (и сильных токов, протекающих по металлу) в промышленной технологии было предсказано П.Л. Капицей в 20-е годы прошлого столетия, а начало применяться в 50-х годах в самолето- и ракетостроении, затем в автомобилестроении и других отраслях промышленности.

В нашей стране эта технология появилась в 60-е годы в виде магнитно-импульсной штамповки (МИШ) для осуществления разделительных и формоизменяющих операций, а также в сборочных операциях. МИШ отличали простота и низкая стоимость применяемой оснастки, качество и точность получаемых деталей, высокая культура производства. В середине 70-х годов МИШ трансформировались в МИОМ, в магнитно-импульсную обработку металлов; так появилась магнитно-импульсная сварка (МИС), термообработка методом МИОМ для упрочнения деталей или для снятия наклепа, увеличения пластичности.

На сегодня МИОМ использует два основных направления воздействия на объект (заготовку) импульсного магнитного поля: создаваемое индуктором (основным рабочим инструментом МИОМ) или прямым пропусканием тока (ППТ). Более подробно это изложено в нашей статье – «Технологические направления магнитно-импульсной обработки материалов» в журнале «Тяжелое машиностроение» № 5 за 2004 г.

В 80-е годы слово «металл» было заменено на более расширенное – «материал», поскольку МИОМ используется уже в более широком диапазоне: от сельского хозяйства и медицины до физики высоких энергий и в оборонно-военной технике и технологиях.

Уже одно это говорит о довольно быстром развитии МИОМ и ее широком применении.

Сегодня МИОМ – это единое мощное направление в науке, технике и технологиях, имеющее большие технические и технологические (а также экономические и экологические) возможности и широкое применение.

Используя на практике широкие возможности и достоинства МИОМ, на научно-производственном участке МИОМ (НПУ МИОМ), созданном в цехе 059 РКЗ, провели комплекс работ по исследованию и внедрению в производство ряда технологий МИОМ. В частности, нами освоено:

1. Калибровка труб, крутоизогнутых патрубков и других полых деталей из алюминиевых сплавов и нержавеющей стали толщиной  $1 \div 1,5$  мм и диаметром от

25 до 200 мм. До применения МИОМ эти детали в основном правились вручную на слесарном участке, что не обеспечивало необходимого качества. Штампы для калибровки крутоизогнутых патрубков практически не применялись из-за большой дороговизны штампа (при малых партиях деталей) и недостаточного качества калибровки. Длинномерные трубы (для датчиков) ранее протягивали через фильеры, однако спустя месяц на трубах снова появилась овальность и саблевидность. Применение для калибровки МИОМ повысило качество калибровки, обеспечило значительное удешевление оснастки, безотходность производства, сохранение геометрии калиброванной детали неизменной (т.к. МИОМ снимает остаточные напряжения).

2. Калибровка крупногабаритных сварных оболочек. Такие оболочки из-за сварных швов имеют значительные деформационные искажения, поэтому для таких изделий использовалась оснастка с изменяемой геометрией. После калибровки оболочек методом МИОМ обеспечивалась не только требуемая геометрия, но и снимались внутренние напряжения, вызванные сварными швами. Для калибровки крупных оболочек традиционными методами требуются крупногабаритные, дорогостоящие штампы, уникальное по размерам и развиваемым усилиям прессовое оборудование. При этом необходимое качество калибровки не обеспечивается. Применение метода термофиксации также связано с необходимостью применения крупных печей и крупногабаритной, дорогостоящей оснастки, но при этом необходимо учитывать, что для некоторых сплавов после сварки недопустима термообработка (например сплав 1201). Применение МИОМ для калибровочных работ всех типов деталей дает значительные преимущества по сравнению с ныне известными традиционными способами.

3. Получение вакуума в двух стенных металлических колбах. Вакуум получается за один импульс, длящийся миллионные доли секунды.

4. Технология получения облегченных корпусов электросоединителей (ОКЭ), масса которых в 15÷30 раз меньше массы штатных корпусов, при этом решены следующие задачи:

- найден способ получения из фольги (0,15 мм и менее) оболочки сложной формы без утонения стенки;
- разработан новый способ сварки, особенно эффективный для тонколистовых материалов (от 0,2 до 0,05 мм) любого сплава (в том числе алюминиевого). Кроме того этот способ сварки чрезвычайно энергоэкономичен, поэтому для деталей типа ОКЭ, применяя оптимальную оснастку, технологию и режимы, можно использовать магнитно-импульсную установку (МИУ) с очень малой энергией в импульсе (в несколько джоулей), т.е. с питанием от батарейки карманного фонаря;
- разработаны и освоены индуктора (основной инструмент МИОМ) высокой эффективности, что позволяет применить малогабаритные, малозергоемые установки МИУ настольного типа;
- создана и используется максимально упрощенная оснастка для изготовления ОКЭ; в итоге, в короткие сроки, при относительно минимальных затратах освоено мелкосерийное производство ОКЭ.

В настоящее время идет освоение серийного производства ОКЭ для целого ряда электросоединителей (к данному производству проявляют интерес фирмы-изготовители электросоединителей).

Внедрение МИОМ наиболее удачно и продуктивно было произведено в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева во время проектирования и изготовления облегченных корпусов электросоединителей при активном участии сотрудников РКЗ Карандашева Н.А., Сидоренкова Е.Н., Потапова В.Т. и сотрудников КБ «Салют» Глинберга А.Д., Крутина А.Ф., Меркелова А.А.

Эффект прямого пропускания тока (ППТ) сегодня успешно применяется на практике: ГКНПЦ им. Хруничева вместе с ОАО «ОКБ КП», ЗАО «Волокнит» и ИМАШ РАН им. Благонравова приступили к разработке принципиально нового композитного провода, в котором триметаллическая токопроводная жила на этапе волочения проволоки подвергается воздействию ЭПЭ (электропластического эффекта), создаваемого прямым пропусканием импульсного тока.

Открытие ученых ИМАШ РАН, позволяющее существенно увеличить пластичность, прочность и электропроводность металла при ППТ, является единственным возможным и приемлемым методом при работе с композитной заготовкой, какой является проволока нового провода. Новый провод более легкий (на 50% и более) и дешевый (на 40% и более), позволит существенно сэкономить такой дефицитный материал, как рафинированная медь, т.е. найдет широкое применение в народном хозяйстве.

ППТ используется сегодня в прокатном производстве (на предприятиях и в мастерских ювелирной промышленности, на новом прокатном стане, разработанном ИМАШ РАН и ЦАГИ для Южной Кореи и т.д.).

Таким образом, широкому внедрению и применению различных направлений МИОМ ничего не мешает, т.к. МИОМ окупается в короткие сроки и высокоэффективен буквально по всем показателям, включая экологию и культуру производства, экономию площадей и простоту управления, т.е. быстро и резко повышает качество, надежность и конкурентоспособность выпускаемой продукции при существенном снижении себестоимости.

## **Технологические направления магнитно-импульсной обработки материалов**

*Карандашев Н. А., Глинберг А. Д.*

Технологическое направление магнитно-импульсной обработки материалов, предсказанное академиком П. Л. Капицей, еще в 20-е годы прошлого столетия, начало применяться в 50-х годах сначала в самолето- и ракетостроении, а затем в автомобилестроении и впоследствии в других отраслях промышленности.

В нашей стране эта технология, получившая название магнитно-импульсная штамповка (МИШ), стала применяться в начале 60-х годов. В середине 70-х го-

дов МИШ переименовалась в МИОМ, т. е. магнитно-импульсная обработка металлов, а в 80-е годы слово металл было заменено на более расширенное понятие — материал. Уже одно это обстоятельство говорит о довольно быстром развитии магнитно-импульсной технологии и ее широком применении. Менее чем за 50 лет в МИОМ появилось столько новых решений, что человеку, мало посвященному в этой области, трудно увидеть в этом разнообразии единое мощное направление, имеющее большие технологические возможности и широкое применение.

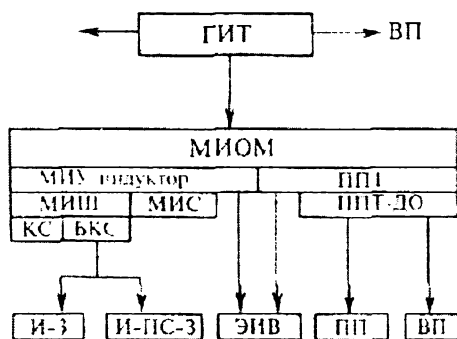


Рис. 1. Структурная схема магнитно-импульсной обработки материалов (МИОМ):

ГИТ — генератор импульсных токов;  
ЭГШ — электрогидроимпульсная штам-  
повка; ВП — взрыв проволочек;  
МИУ — магнитно-импульсная уста-  
новка; МИШ — магнитно-импульсная  
штамповка; МИС — магнитно-импульсная  
сварка; КС — контактный способ; БКС —  
бесконтактный способ; ППТ — прямое  
пропускание тока; ДО — дополнительное  
оборудование; ПП — прокатное производ-  
ство; ВП — волочильное производство;  
ЭИВ — электроимпульсное воздействие;  
И-3 — индуктор-заготовка; И-ПС-3 —  
индуктор—промежуточная среда—  
заготовка

На рис. 1 представлена структурная схема МИОМ, объединяющая все наиболее известные технологические направления, использующие импульсные магнитные поля (ИМП). Из схемы видно, что источником энергии любого из технологических направлений, использующих импульсный электрический ток, является генератор импульсных токов (ГИТ). Помимо МИОМ ГИТ используется и другими технологическими направлениями, где применяется импульсный электрический ток. К ним относятся электрогидроимпульсная штамповка (ЭГШ), использующая электроискровой разряд в воде, и взрыв проволоочки (ВП) [1—3]. Поскольку и ЭГШ и ВП не используют ИМП, то в дальнейшем в статье они не будут рассматриваться. Для каждого электроимпульсного технологического направления необходим свой ГИТ с соответствующими характеристиками: частотой разрядного контура, максимальным значением напряжения, способностью работать длительной серией импульсов или одиночными импульсами, а также использованием соот-

ветствующей технологической оснастки. Так, например, если ГИТ используется для пропускания разрядного импульсного тока через индуктор, являющийся основным инструментом для магнитно-импульсной штамповки и имеющий соответствующую разрядную цепь и токовыводы для подсоединения индукторов, то такой ГИТ представляет собой магнитно-импульсную установку (МИУ).

На сегодняшний день МИОМ используется в двух основных направлениях. Одно из них основано на применении индуктора, а другое связано с прямым пропусканием тока (ППТ) по заготовке.

**Направления МИОМ с использованием индуктора.** Оно разделяется на варианты: один, в котором индуктор непосредственно воздействует на заготовку (И-3), а другой, когда индуктор воздействует на заготовку через промежуточную среду (И-ПС-3).

**Вариант И-3** основан на эффекте силового воздействия электрических токов, протекающих в индукторе и в электропроводящей заготовке [4], на сегодняшний день является самым распространенным и весьма эффективным. Именно этот вариант получил название магнитно-импульсная штамповка (МИШ) и, в свою очередь, подразделяется на контактный способ (КС) и бесконтактный способ (БКС) воздействия на заготовку.

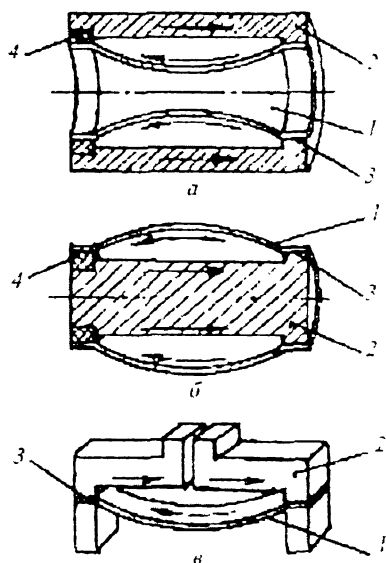


Рис. 2. Схема МИШ контактным способом:

*а* — схема обжима; *б* — схема раздачи;  
*в* — плоская штамповка; *1* — заготовка;  
*2* — электрод; *3* — зона контакта заготовки с электродом; *4* — изолятор, разделяющий заготовку и электрод

На рис. 2 показаны схемы деформирования металлических заготовок энергиями ИМП контактным способом, основанным на взаимодействии двух токоведущих проводников (заготовка и специальный электрод); проводники отталкиваются друг от друга, если по ним протекают токи во встречном направлении, и притягиваются, если токи направлены параллельно в одном направлении. Схема обжима трубчатой заготовки, находящейся внутри массивного полого электрода, показана рис. 2, а. В схеме раздачи (рис. 2, б) электрод находится внутри заготовки. Принцип работы схем 2, а, б заключается в том, что заготовка и электрод с одной стороны имеют общий электрический контакт, а свободные концы друг от друга изолированы диэлектрической прокладкой и включены в разрядную цепь установки. В схеме деформирования плоской заготовки (рис. 2, в) концы заготовки имеют электрический контакт с электродами, свободные концы

которых включаются в разрядную цепь установки. При встречном направлении токов магнитное поле (МП) запирается в зазоре между электродом и заготовкой. При параллельном пропускании разрядного тока в одном направлении через заготовку и электрод МП не удастся надежно экранировать, вследствие чего большая часть энергии теряется, рассеиваясь в пространстве, поэтому контактный способ деформирования силами притяжения пока не нашел заметного практического применения.

Особенностью контактного способа штамповки ИМП является простота оснастки и возможность обрабатывать заготовки даже из металла с низкой электропроводностью, так как в данном случае заготовка сама является частью ин-

дуктора. Однако ограничивающим фактором этой схемы является диаметр трубчатой и ширина плоской заготовки, поскольку с увеличением этих параметров падает плотность тока, поэтому этот способ предпочтителен при обработке труб диаметром до 100 мм и плоских заготовок (типа полосы) с соотношением длины к ширине не менее 2:1. При бесконтактном способе заготовка не имеет электрического контакта с индуктором, а ток в ней наводится ИМП индуктора. Все многообразие технологических операций МИОМ основано на базе трех основных процессов: плоская штамповка, обжим и раздача, которые представлены на рис. 3.

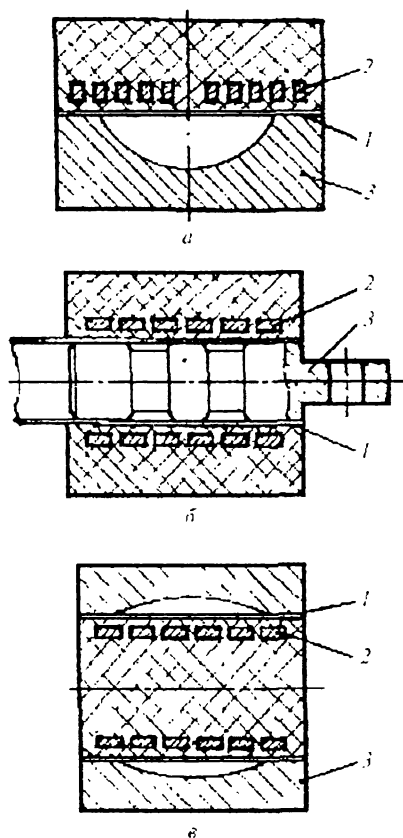


Рис. 3. Схема МИШ с использованием индуктора (бесконтактный метод): а — плоская штамповка; б — схема обжима; в — схема раздачи; 1 — заготовка; 2 — индуктор; 3 — оправка (матрица)

К группе плоской штамповки (рис. 3, а) относятся технологические операции, выполняемые с помощью плоского индуктора, имеющего токопровод, навитый по спирали Архимеда. Обрабатываемая листовая заготовка размещается между индуктором и матрицей. Плоская штамповка на МИУ требует прижимного устройства, обеспечивающего прижатие индуктора к заготовке и плотное прилегание фланца заготовки к матрице, но, учитывая импульсный характер воздействия электромагнитных сил, можно пользоваться простыми конструкциями прижимных устройств. К схеме обжима (рис. 3, б) относятся технологические операции, выполняемые с помощью цилиндрического индуктора. Обрабатываемая заготовка вводится внутрь индуктора. Обжим выполняется на оправках и деталях соответствующей формы. К схеме раздачи (рис. 3, в) относится технологическая операция, выполняемая также с помощью цилиндрического индуктора, но обрабатываемая заготовка помещается снаружи его. Раздача осуществляется в неразъемную или разъемную матрицу. Разделение индукторов на плоские и цилиндрические чисто условное, поскольку на практике форма индуктора определяется формой обрабатываемой зоны заготовки. Матрицы и оправки для приведенных схем могут быть изготовлены как из конструкционных сталей, так и из менее прочных материалов, что объясняется

кратковременностью процесса МИШ.

По всем трем перечисленным схемам МИШ можно выполнять:

- разделительные операции (вырубка, пробивка, обрезка);
- формовочные операции;
- одновременное выполнение разделительных и формовочных операций;



- сборочные операции;
- калибровочные операции.

Следует отметить, что штамповочные операции, осуществляемые методом МИШ, имеют ряд технологических преимуществ перед традиционной штамповкой, выполняемой на прессовом оборудовании;

- простота технологической оснастки, так как используется лишь один из элементов штамповой оснастки (матрица или пуансон);
- более простые требования к материалам, из которых выполняется оснастка;
- отсутствие требования жесткой замкнутой силовой схемы для большинства выполняемых операций, что позволяет выполнять местные штамповочные операции на крупных оболочках без использования прижима.

Одной из характерных особенностей МИШ, при непосредственном взаимодействии индуктора с заготовкой, отличающей ее не только от традиционной штамповки (выполняемой на прессовом оборудовании), но и от других импульсных методов (взрывная штамповка, электрогидроимпульсная и т. д.), является то, что МИШ воздействует не на поверхность заготовки, так как ИМП проникает в глубь материала заготовки и действует на молекулярном и атомарном уровне, что обеспечивает следующие положительные эффекты [5]:

- коэффициент раздачи трубчатых образцов из некоторых сплавов (например Амц6М) увеличивается примерно в 2 раза по сравнению со статическими методами деформирования;
- предельный коэффициент отбортовки повышается на 24...40%;
- повышается точность изготавливаемых деталей.

**Вариант И-ПС-3.** Эффективность МИШ по схеме И-3 зависит от удельного электрического сопротивления штампуемого металла и его толщины. Наилучшими материалами для обработки являются металлы с высокой электропроводностью. Специфичность обработки тонкостенных трудно деформируемых сталей и титановых сплавов заключается в высоком омическом сопротивлении этих материалов (в 30 раз больше сопротивления меди). МП свободно «просачивается» через стенки заготовки, не создавая на заготовку необходимого давления. В этом случае используют вариант, при котором на заготовку ИМП оказывает давление через ПС. Самый простой вариант использования ПС – это использование «спутника», т.е. использование листового металла с высокой электропроводностью. В качестве спутников применяют алюминиевый или медный лист толщиной 0,5...1,5 мм. Результирующая толщина материала в качестве спутника примерно равна глубине проникновения ИМП. Форма спутника зависит от геометрии обрабатываемой зоны заготовки, но в любом случае спутник помещается между индуктором и заготовкой. Таким образом, ИМП индуктора создаст давление на спутник, а спутник, ударяясь о заготовку, создаст давление, необходимое для выполнения операции. Использование спутника оправдывает себя в мелкосерийном производстве. В серийном производстве применение спутника нерентабельно из-за большого расхода ценного тонколистового металла. Кроме того использование спутника связано с повышением трудоемкости.

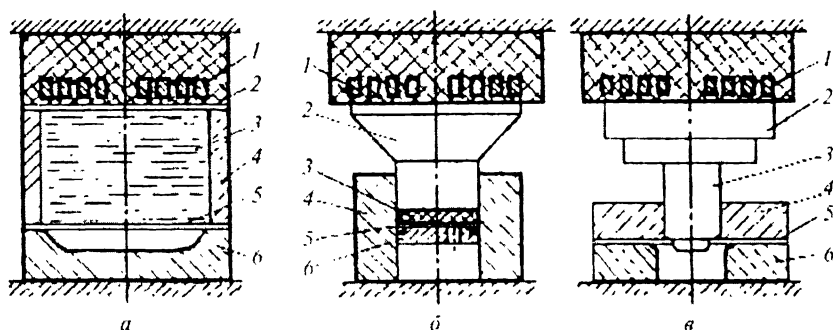


Рис. 4. Схема МИШ с применением промежуточных сред:

*а* — жидкая среда, *б* — эластичная среда; *в* — твердая среда; 1 — индуктор;  
2 — переходник (спутник); 3 — промежуточная среда; 4 — контейнер;  
5 — заготовка; 6 — матрица

Другой вариант использования ПС предусматривает применение специального устройства — технологического блока (ТБ), в котором помещается соответствующая среда.

В МИОМ термин «технический блок» имеет расширенный смысл, например:

- защитный кожух, ограничивающий рабочее пространство, в котором помещается индуктор (присоединенный к токовыводам установки), матрица (оправка) и заготовка;
- специальное устройство, с помощью которого осуществляется ориентация и фиксация заготовки сложной формы относительно матрицы или оправки;
- применительно к данной статье — это контейнер, в котором размещаются матрица, заготовка, ПС и боек, передающий данные на среду, а та, в свою очередь, на заготовку.

На рис. 4 представлены примеры применения жидкой, эластичной и твердой сред, показан наиболее распространенный вариант ТБ, а именно, с использованием плоских индукторов. Во всех трех ТБ промежуточная среда состоит из двух элементов: первый элемент играет роль спутника, так как он непосредственно воспринимает давление ИМП индуктора, и поэтому выполнен из материала с высокой электропроводностью и, чаще всего, представляет собой достаточно жесткую конструкцию. Такой элемент называют переходником. Вторым элементом является среда (жидкая, эластичная или твердая), передающая давление на заготовку от бойка.

На рис. 4, *а* представлен ТБ для магнитно-гидроимпульсного способа штамповки [6]. Импульс электромагнитной силы, генерируемый индуктором, воздействует на упругую мембрану, изготовленную из материала с высокой электропроводностью. Через мембрану давление передается на жидкость, заполняющую контейнер, к которому прилегает листовая заготовка, зажатая матрицей. Помимо этого варианта магнитно-гидроимпульсной штамповки имеется целый ряд других отличающихся конструкциями индукторов, переходников, использующих разные жидкие среды (в том числе и электропроводные, для которых спутник не нужен). Этот способ используется для разных видов операций: фор-

мообразующих, разделительных, калибровочных, сборочных, а также для прессования порошков.

На рис. 4, б представлен ТБ для магнитно-эластичной штамповки, в частности, для выполнения разделительных операций на тонколистовых (0,01...0,3 мм) материалах [7, 8]. При использовании для этих целей инструментальных штампов приходится обеспечивать зазор между пуансоном и матрицей, составляющий менее 10% от толщины материала заготовки, что приводит к существенному удорожанию штампа за счет трудоемкости подгонки пуансона к матрице. При статической штамповке эластичной средой (на гидравлических и кривошипных прессах) не всегда удастся получить удовлетворительное качество среза, что вызвано особенностями механики разрушения материала при разных скоростях нагружения. Представленная оснастка работает следующим образом. При разрядке МИУ на индуктор ИМП действует на переходник (спутник), который, перемещаясь в контейнере, создает импульсное давление в эластичном пуансоне. Это давление действует на заготовку, в результате чего происходит вырубка и пробивка по матрице. Эта технологическая схема позволяет осуществлять разделительные и формовочные операции как на плоских, так и на трубных заготовках.

На рис. 4, в представлен ТБ с использованием твердой передающей среды. По сути это упрощенная конструкция штампа с пуансоном и матрицей. Принцип работы этой схемы аналогичен двум предыдущим, т. е. индуктор создает ИМП, оказывающее давление через переходник (спутник), а тот, в свою очередь, действует через пуансон на заготовку, которая лежит на матрице. Роль контейнера сводится к обеспечению направления для твердой передающей среды, которая в данном (конкретном) случае является пуансоном для выполнения операции отбортовки. Представленная схема имеет также много разновидностей [9], но все эти разновидности отличаются простотой конструкции, компактностью и динамикой процесса, которая для некоторых видов операций имеет существенное преимущество перед аналогичными операциями, выполняемыми на обычном прессовом оборудовании. Прежде всего это относится к качеству пробиваемых отверстий в толстолистовом материале. Благодаря компактности этих устройств на этом принципе существует магнитно-импульсный инструмент для клепки [10], который с успехом конкурирует с многоударным ручным пневматическим клепальным молотком.

**Магнитно-импульсная сварка (МИС)** является продолжением одного из направлений МИШ, так как использует такое же воздействие ИМП на заготовку. На сегодняшний день имеются три схемы (способа) МИС: МИС методом соударения, электродуговая магнитно-импульсная сварка (ЭДМИС) и МИС нахлесточных соединений.

**МИС методом соударения** использует соударение с большой скоростью одной металлической поверхности с другой (аналогично сварке взрывом), при котором развиваются высокие давления в зоне контакта свариваемых поверхностей [11], приводящие к локальной пластической деформации металлов практически без изменений их первоначальной толщины, а также обычно без последующих дополнительных операций (удаление грата и зачистки). Указанной МИС можно получать нахлесточные соединения равно и разнотолщинных труб,

получать качественные соединения однородных и разнородных металлов в воздушной или инертной среде, а также в вакууме с предварительным нагревом свариваемых деталей или без нагрева. Прочность сварного соединения не ниже наименее прочной детали.

**Сварка ЭДМИС** использует эффект соударения свариваемых поверхностей деталей при обжиге или раздаче одной из них силами ИМП, при одновременном создании в зоне сварки электродугового разряда [12]. При этом используются индукторно-коммутирующие устройства (ИКУ) и электродуговые магнитно-импульсные установки (ЭД МИУ) [13]. По этому способу возможны нахлесточные соединения и встык. Общим для всех соединений является наличие тонкой прослойки застывших металлов, подвергавшихся расплавлению в процессе сварки. Структура основной массы металла не подвергается изменениям термического характера. Незначительная толщина прослойки позволяет сваривать такие пары разнородных металлов, которые при сварке плавлением образуют крупные интерметаллические прослойки. Этот процесс менее чувствителен к тщательности предварительной очистки соединяемых поверхностей. К недостаткам сварки ЭДМИС можно отнести следующие:

- оборудование сложнее конструктивно и в эксплуатации;
- есть ограничения по минимальной длине деталей, поскольку они должны фиксироваться контактными зажимами;
- возможно ограничение производительности вследствие добавления операций герметизации и откачки зоны сварки.

**МИС тонкостенных материалов нахлесточным соединением.** По этому способу нахлесточное соединение замыкает контур, по которому осуществляется наведение тока ИМП индуктора. Тем самым сварка обеспечивается плавлением тонких слоев металла на сопрягаемых поверхностях (так как в нахлесточной зоне самое большое активное сопротивление) и схлопыванием соприкасающихся поверхностей силами того же ИМП [14, 15].

Поскольку этот способ сварки появился недавно и является на сегодня малоизвестным, то имеет смысл более подробно сказать о его особенностях. К ним относятся:

возможность одновременного выполнения сварки, формовки и разделительных операций;

в зависимости от прижима кромок могут иметь место электродуговая сварка, электроконтактная сварка или сочетание той и другой сварки;

сварку можно осуществлять сразу по всей образующей перехлеста за один импульс независимо от сложности конфигурации образующей;

возможность сваривать различные пары металлов;

возможность сваривать очень тонкие листы металла (например, алюминиевую фольгу толщиной 0,05 мм);

для этого способа сварки требуется очень маленькая энергия (до нескольких единиц джоулей);

после сварки не происходит никакого коробления;

весь процесс сварки длится миллионные доли секунды, поэтому данный способ не требует применения присадочных материалов, зачистки и охлаждения зоны сварки;

сварку можно осуществлять по любой из схем МИОМ (обжим, раздача и плоская).

Этот способ сварки имеет большие технологические возможности, что позволит найти ему широкое применение. В частности, с помощью этого способа сварки освоена технология получения тонкостенных оболочек сложной формы за один технологический прием.

**Технологическое применение электропластического эффекта.** Существовало мнение, бытовавшее около ста лет, что электрический ток вызывает в металле лишь тепловые эффекты. В конце 70-х годов в ИФТТ АН СССР было показано, что импульсному току свойственно прямое силовое действие на деформируемые проводники [16, 17]. В мировой научно-технической литературе появилось понятие электропластической деформации металла (ЭПДМ), не связанное с тепловым макроскопическим действием тока. Было показано, что ЭПДМ является кооперативным явлением, включающим собственно электропластический эффект (ЭПЭ) и пон-деромоторное действие тока (пинч-эффект) [18, 19]. Электрический ток в металлах является «электронным ветром», способным оказывать давление на структурно-фазовые перестройки и пластическую деформацию. Ток выступает в роли движущей силы, материальной среды и потока материальных частиц, передающих импульсы силы и энергии на движущиеся и заторможенные дислокации, точечные дефекты и примеси. Ток стимулирует тем самым структурно-фазовые перестройки, уменьшает остаточные механические напряжения в заготовках, вызывает снижение сопротивления металла пластическому деформированию [20].

Выявленные особенности ЭПЭ позволяют:

успешно использовать ЭПЭ в прокатном и волочильном производстве, уменьшить на десятки процентов сопротивление материала заготовок деформированию, сократить число переходов в процессах прокатки, волочения, плющения и штамповки, устранить операции промежуточных отжигов и одновременно улучшить структуру и текстуру металлов и сплавов;

залечивать трещины [21, 22];

повысить износостойкость режущего инструмента [23].

ЭПЭ в металле применительно к прокатному и волочильному производству реализуется прямым пропусканием тока (ППТ) по заготовке. На рис. 5 показана в качестве примера одна из технологических схем волочения проволоки с применением ППТ. В этой схеме ток подводится скользящими контактами до и после зоны прокатки.

Следует отметить принципиальное отличие схемы МИШ от схемы ЭПЭ с помощью ППТ. В схеме МИШ воздействие ИМП на внутреннюю структуру материала заготовки и силовое воздействие на заготовку осуществляются индуктором. Даже когда используется ПС, то давление на заготовку они передают от индуктора. В схеме же ЭПЭ на структуру материала воздействует ИМП тока, который пропускают по заготовке, а силовое воздействие на заготовку осуществляют с помощью дополнительного оборудования (ДО), например прокатного или волочильного стана.

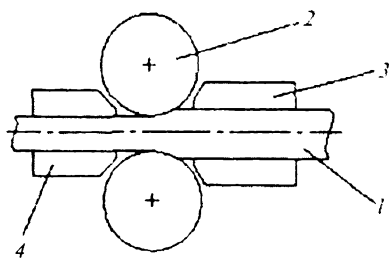


Рис. 5. Схема волочения проволоки с применением ППТ:  
1 — заготовка; 2 — валки; 3 — пара контактов перед зоной деформирования; 4 — пара контактов после зоны деформирования

**Электроимпульсное воздействие на материалы (ЭИВ).** Воздействие на материал заготовки электрического тока наведенного ИМП индуктора или за счет ППТ все более привлекает внимание. Время прохождения тока по заготовке в процессе МИШ значительно меньше времени деформирования заготовки, поэтому на ранних стадиях развития процесса МИШ о существовании явления ЭИВ и не подозревали, так как считалось, что ИМП оказывает на заготовку главным образом силовое воздействие. Тем не менее уже тогда было замечено, что пластичность заготовок при формовочных операциях методом МИШ была выше по

сравнению со статическими способами деформирования [2]. Теперь же ЭИВ — новый перспективный комплексный метод обработки проводящих материалов путем наложения на их структуры сильных и минимальных по длительности электромагнитных полей [24]. Использование ЭИВ обеспечивает: повышение пластичности, циклической долговечности, коррозионной стойкости, предела выносливости, сопротивления износу и т. д.

При использовании эффекта ЭИВ сейчас уже можно определить, в каких случаях целесообразно применять метод ППТ — это прокатное производство (полосы, трубы) и волочильное производство (проволока), а где выгоднее применять индукторы — детали (заготовки) более сложной формы — оболочковые детали (днища, конуса, полуторы, детали с отбортовками и т. д.).

В последнее время все большее распространение получает использование ИМП для обработки материалов с низкой электропроводностью:

- электрическая активация пресс-порошков для керамических изделий [25];
- исследование взаимодействия расплава солей в высокочастотном электромагнитном поле с углеграфитовой футеровкой индукционной соляной печью-ванной [26];
- использование МИУ и прямого пропускания тока при компактировании волокнистых композиционных материалов [27];
- исследования влияния электромагнитного поля на пищевые среды [28];
- разработка методик обеззараживания водных систем по опреснению морской воды, фильтрации воды [29].

Исследованиями воздействия ИМП на биологические среды, в частности на живые организмы, активно занимаются специалисты ряда стран [30].

Уже исследуются возможности применения ИМП в области медицины. Например, в колледже общей терапии и хирургии колумбийского университета активно ведутся исследования по активации мозга человека импульсами магнитного поля с целью вылечивания депрессии, снятия усталости и повышения интеллектуальных возможностей [31].

В итоге следует сказать, что рассмотрен далеко не полный перечень выявленных на сегодняшний день возможностей применения МИОМ. Перечислены только наиболее известные и наиболее активно используемые технологические направления. МИОМ вызывает все больший интерес у самых различных специалистов, в частности, к процессу МИОМ появился повышенный интерес у военных: разгон снарядов ИМП взамен порохов, создание импульса электромагнитного поля высокой интенсивности (при взрыве специального снаряда) с целью вывода из строя электроники противника в радиусе десятков километров и т.д. Трудно назвать другое технологическое направление, которое за столь короткое время нашло столь широкое поле применения.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Попов О. В., Иванов Е. Г., Шалунов Е.П. и др. Импульсные методы обработки металлов. – Чебоксары: ЧГУ им. И.Н. Ульянова, 1982. – 192 с.
2. Ракошиц Г.С. Электроимпульсная штамповка. – М: Высшая школа, 1984. – 64 с.
3. Лукьянец А. А., Алмазова З. И., Бурмистрова Н. П. и др. Физические эффекты в машиностроении. – М.: Машиностроение, 1993. – 224 с.
4. Барбарович Ю. К. Опыт внедрения импульсной электромагнитной штамповки в серийном производстве. – Л.: Общество «Знание» РСФСР. Ленинградский дом научно-технической пропаганды, 1977. — 32 с.
5. Глушенков В.А. Магнитно-импульсная обработка металлов // Кузнечно-штамповочное производство. 1984. № 7. – С. 2–3.
6. Катаев Ю. П., Кувшинов П. И., Павлов А. Ф., Белоног В. М. Магнитно-гидроимпульсное пластическое деформирование металлов. — М.: Машиностроение, 1994. – С. 108–170.
7. Богоявленский К.Н., Гиндин В.Б., Мамутов В.С, Орешенков А.И. Магнитно-импульсная штамповка с применением промежуточных сред. – Л.: Общество «Знание» РСФСР. Ленинградский дом научно-технической пропаганды, 1982, –36 с.
8. Богоявленский К.Н., Гущин В.Б., Мамутов В.С. и др. Магнитно-эластоимпульсная вырубка-пробивка тонколистовых материалов // Кузнечно-штамповочное производство. 1984. № 7. — С. 12—14.
9. Егоров Ю. А., Карпукhin В. Ф., Фомичева Л. Ф., Чуракова В. Г. Магнитно-импульсный привод для деформирования листовых и трубчатых заготовок // Магнитно-импульсная обработка материалов на современном этапе. — Самара: Вестник СГАУ им. С. П. Королева, 1999. – С. 46–50.
10. Бондалетов В.Н., Воронов А.В., Тюткин В.А. Магнитно-импульсный инструмент для клепки и методика его расчета // Кузнечно-штамповочное производство. 1984. № 7. – С. 24–26.
11. Дудин А. А. Магнитно-импульсная сварка металлов // Новые процессы сварки давлением. — М.: Металлургия, 1979. — 128 с.
12. Яблочников Б.А. Магнитно-импульсная сварка с электродуговым нагревом//Автоматическая сварка. 1983. №2. – С. 61–65.
13. Яблочников Б.А. Электродуговая магнитно-импульсная сварка // Магнитно-импульсная обработка материалов на современном этапе. — Самара: Вестник СГАУ им. С. П. Королева, 1999. – С. 143–145.
14. Пат. № 2110381 СССР, МКИ 6В 23К 13/01. Способ получения сварных соединений листовых металлических соединений / А.Ф. Крутин, Н. А. Карандышев, А.Д. Глинберг. — Опубл. 13.03.97.

15. Пат. № 2113041 СССР, МКИ 6Н 01 R 13/648, Н 02 G 15/4. Способ заделки экранированных кабелей / А.Ф. Крутин, Н.А. Карандышев, А.Д. Глинберг.
16. Троицкий О.А. Электромеханические и электронные явления в металлах // Сб. тр. IV Российской выставки «Изделия и технологии двойного назначения». — М.: ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 2003. — С. 1–2.
17. Троицкий О.А., Розно А.Г. Электропластическая деформация металла // Физика твердого тела. 1970. Т. 12. — С. 203–210.
18. Троицкий О.А. Пластическая деформация металла, вызванная пинч-эффектом // Известия АНССГССР сер. Металлы. 1997. № 6. — С. 118–122.
19. Троицкий О.А. Электрические и электронные явления в металлах. Технологические применения электропластического эффекта // Сб. тр. IV Российской выставки «Изделия и технологии двойного назначения». — М.: ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 2003. — С. 1–6.
20. Троицкий О. А. Электронный ветер в металлах. Технические приложения // Всероссийский научный семинар и выставка инновационных проектов на тему «Действие электрических полей (электрического тока) и магнитных полей на объекты и материалы». — М.: ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 2002. — С. 3–17.
21. Баранов Ю. В. Дефектообразование и заживление дефектов в металлических материалах импульсным электрическим током // Сб. тр. IV Российской выставки «Изделия и технологии двойного назначения». — М.: ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 2003. — С. 7–28.
22. Курлаев Н.В. Уменьшение технологически наследованной пористости металлов при импульсной обработке // Кузнечно-штамповочное производство. 2003. № 3. — С. 35–39.
23. Баранов Ю.В. Изменение физико-механических свойств износостойкости быстрорежущих инструментальных сталей при обработке импульсным электрическим током // Всероссийский научный семинар и выставка инновационных проектов на тему «Действие электрических полей (электрического тока) и магнитных полей на объекты и материалы». — М.: ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 2002. — С. 72–91.
24. Власенков С.В., Власенкова Э.Л. Оценка эффективности электроимпульсного воздействия по критерию восстановления ресурса пластичности // Кузнечно-штамповочное производство. 2002. № 12. — С. 37–39.
25. Зайченко И.М., Щербakov А.В. Высоковольтная электрическая активация пресс-порошков для керамических изделий // Всероссийский научный семинар и выставка инновационных проектов на тему «Действие электрических полей (электрического тока) и магнитных полей на объекты и материалы». — М.: ИМАШ им. А. А. Благонравова РАН, 2002. — С. 120–121.
26. Симоненко А.Н., Новиков А.А., Пашко С.А., Нестеров Д.Ю. Жидкостная химико-термическая обработка в высокочастотном электрическом поле индукционных соляных печей-ванн // Сб. тр. IV Российской выставки «Изделия и технологии двойного назначения». — М.: ИМАШ им. А. А. Благонравова РАН, 2003. — С. 87–88.
27. Устинов Л.М., Верховинский Л.А., Виноградов Л.В., Верховодкина Е.Э. Импульсный процесс компактирования волокнистых композиционных материалов с одновременным импульсным разогревом заготовки на контактных зонах волокна с матрицей проходящим через нее током // Магнитно-импульсная обработка материалов на современном этапе. — Самара: Вестник СГАУ им. С. П. Королева, 1999. С. 95–97.
28. Узун Л.Н., Христюк В.Т., Барышев М.Г., Шакун М.М. Влияние электромагнитного поля на пищевые среды // Всероссийский научный семинар и выставка инновационных проектов на тему «Действие электрических полей (электрического тока)



и магнитных полей на объекты и материалы». — М.: ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 2002. С. 118–119.

29. Журавлев С.Г., Артамонов Л.А., Теплов П.В. Разработка системы экологически обоснованных методик водоочистки магнитно-импульсным способом // Магнитно-импульсная обработка материалов на современном этапе. — Самара: Вестник СГАУ им. С.П. Королева, 1999. — С. 51–55.

30. Черемис В.Т. Об участии украинских специалистов в работе первого международного симпозиума по нетермическому медико-биологическому воздействию электромагнитных полей и ионизирующих газов (г. Норфолк, США, штат Вирджиния, 12–14 апреля 1999 г.) // Магнитно-импульсная обработка материалов на современном этапе. — Самара: Вестник СГАУ ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН, 1999. — С. 108–113.

31. Марк Джордж. Чудеса магнитотерапии // В мире науки. 2003. № 12. — С. 39–45.

## **Системы управления расходования топлива перспективных ракет-носителей (принципы построения, отказоустойчивые алгоритмы управления, технология отработки бортового обеспечения)**

*Вакушин В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П.,  
Кленовая Л.Г., Каблова Е.Б., Партола И.С.*

### **1. Введение**

Одна из задач, которая традиционно ставится перед разработчиками жидкостной ракеты-носителя (РН), заключается в повышении ее энергетических характеристик. Решение этой проблемы позволяет при заданной стартовой массе РН максимально повысить массу выводимого груза или высоту орбиты выведения. Среди известных путей повышения энергетических характеристик РН, таких как выбор наиболее эффективного топлива, совершенствование ЖРД, оптимизация траектории выведения, важное место занимают способы повышения эффективности использования располагаемых запасов топлива [1].

Физическая сущность этих способов связана с понятием гарантийных запасов топлива, смысл которого состоит в следующем.

В каждом из баков ракеты дополнительно к рабочему запасу топлива, полностью израсходуемому в расчетно-номинальных условиях выведения, необходимо резервировать гарантийный запас, предназначенный для компенсации случайных возмущений, действующих на процесс расходования топлива — возмущений типа погрешностей заправки баков, случайных отклонений коэффициента соотношения расходов компонентов топлива и возмущений, действующих на траекторные координаты ракеты — разбросов удельного импульса тяги двигателей и аэродинамических параметров ракеты и проч. Выделение гарантийных запасов топлива из общего заправляемого в баки ракеты количества топлива возможно лишь за счет соответствующего сокращения рабочих запасов, что приводит к снижению номинальной грузоподъемности ракеты.

Величины гарантийных запасов топлива могут быть существенно снижены до приемлемого уровня, не превышающего 0,5% от массы рабочих запасов топлива за счет использования на РН специальных систем, получивших общее название систем управления расходом топлива (СУРТ) [2]. Отметим, что без применения СУРТ гарантийные запасы могут доходить до 8% от массы рабочих запасов топлива.

Система СУРТ обеспечивает одновременность выработки компонентов топлива в баках ступени РН за счет управления режимом работы двигательной установки по коэффициенту соотношения расходов компонентов и суммарному расходу ( $K_m$ ) на основе измерений запасов топлива в баках. Кроме того, перед СУРТ может быть поставлена задача определения момента выключения двигателя. Это необходимо при реализации на РН так называемой полной выработки топлива.

Под полной выработкой топлива здесь понимается такой способ его расходования, при котором неиспользуемые остатки компонентов топлива в конце работы ступени сводятся к минимально потребным величинам, определяемым условиями безаварийного выключения двигателей. В предельном случае неиспользуемые остатки определяются остатками незабора и заливкой двигателей.

При реализации полной выработки топлива двигатели нижних ступеней ракеты выключаются только по информации о количестве топлива в баках ступени так, чтобы обеспечить возможно меньший остаток топлива. Двигатель же последней ступени выключается традиционным способом только по текущей информации о траекторных параметрах с тем, чтобы обеспечить требуемые конечные условия по траектории выведения. Падение отработавших нижних ступеней в заданные районы обеспечивается системой управления движением ракеты посредством корректирования ориентации вектора скорости к моменту выключения ЖРД.

Эффект увеличения энергетических характеристик РН при такой полной выработке топлива нижних ступеней определяется тем обстоятельством, что в большей своей части резервирование гарантийных запасов производится из условия компенсации на последней ступени суммарного по ступеням воздействия случайных возмущений на траекторные координаты ракеты, тогда как при выключении ЖРД нижних ступеней по «функционалу» эти возмущения парируются парциальным образом на каждой ступени. В итоге, требуемый гарантийный запас топлива конечной ступени оказывается меньшим, чем суммарный гарантийный запас, выделяемый раздельно на каждой ступени.

## 2. Структура системы СУРТ

Задача управления расходом топлива формулируется следующим образом.

Рассматривается ракета, которая состоит из соединенных между собой (последовательно или параллельно) отдельных ракетных блоков, включающих баки с питаемыми из них ЖРД, с заданными значениями всех основных своих параметров. В частности, считаются заданными стартовая масса ракеты, ее компоновка, конструкция блоков, энергетические и массовые характеристики ЖРД и проч. При выведении этой ракетой полезного груза на целевую орбиту (или на

траекторию полета к заданной цели) необходимо осуществлять такое управление расходом топлива из баков ракеты, чтобы требуемые конечные значения траекторных координат в конце активного участка полета каждой ступени (заданный «функционал») могли быть достигнуты при возможно меньшей массе неиспользуемых остатков компонентов топлива.

Структурная схема системы СУРТ принципиальным образом зависит от типа компоновочной схемы РН.

Среди известных схем компоновки РН можно выделить моноблочную компоновку, в соответствии с которой в состав данной ступени РН входит один бак окислителя и один бак горючего с питаемыми из них ЖРД, и пакетную (блочную) схему, представляющую собой связку параллельно соединенных нескольких баков или ракетных блоков. Блочная компоновка была использована при создании широко известного семейства ракет-носителей Р-7. Другим примером блочной компоновки является I ступень РН «Протон», состоящая из одного бака окислителя и шести баков горючего, питающих шесть ЖРД. Пакетная схема, включающая связку из четырех боковых и одного центрального однотипных блоков, принята для I ступени разрабатываемой в настоящее время РН «Ангара А5».

Упрощенная функциональная схема системы СУРТ многоблочной ступени РН, состоящей из связки параллельно работающих ракетных блоков, представлена на рис.1. Расходование топлива связки блоков, которые отделяются от ракеты одновременно, подлежит обязательной синхронизации (во избежание потерь в энергетике ракеты).

В данном случае в составе СУРТ многоблочной ступени выделяются каналы внутриблочной синхронизации опорожнения баков окислителя и горючего (СОБ) и межблочной синхронизации расходования топлива (МБС). Команды по каналам СОБ и МБС одновременно поступают на приводы (ПР) регулятора расхода и дросселя горючего в каждый из баков.

Внутриблочное регулирование осуществляется посредством изменения при помощи дросселя горючего соотношения текущих расходов компонентов топлива и предназначено главным образом для синхронизации выработки окислителя и горючего и снижения гарантийных запасов топлива. Другое назначение этого регулирования связано с обеспечением надежности работы ЖРД и состоит в удержании соотношения текущих расходов компонентов топлива в заданном диапазоне.

Регулирование производится на основе измерений запасов компонентов топлива дискретными датчиками уровней, установленными в баках РН. Конструктивно датчик уровней выполнен в виде штанги с установленными на ней на заданных уровнях чувствительными элементами емкостного или индуктивного типа.

Для фильтрации колебаний зеркала жидкости датчик устанавливается внутри стакана (успокоителя), сообщаемого с баком через так называемые «усы» – трубки, выполняющие роль гидравлических сопротивлений.

Чувствительные элементы датчиков уровней включаются в мостовую схему. Сигналы разбаланса мостовой схемы, возникающие в момент выхода чувствительных элементов из жидкости, поступают на вход усилителя-преобразователя

(УП). На выходе УП формируется сигнал, который для варианта емкостных датчиков скачкообразно изменяется в моменты времени срабатывания чувствительных элементов из состояния «0» в состояние «1» для нечетных номеров и из состояния «1» в состояние «0» для четных номеров дискретных измерительных точек датчика уровней.

Выходной сигнал УП поступает в БЦВМ. В каждом элементарном такте БЦВМ состояние выходного сигнала УП преобразуется в состояние разрядов «входного слова» алгоритма СУРТ. Таким образом, равномерная информация отображается в БЦВМ в виде изменений состояния «входного слова», определяющего моменты срабатывания измерительных точек и, соответственно, формирования управляющих воздействий.

При межблочном регулировании управляющие команды отрабатываются приводом (ПР) регулятора расхода компонента, изменяющего расход горючего, подаваемого в газогенератор (ГГ). При этом изменяются обороты турбины (Т), насосов (Н) компонентов топлива и суммарный расход топлива через двигатель данного блока для обеспечения межблочной синхронизации выработки топлива.

Для реализации полной выработки топлива в составе системы СУРТ предусматривается канал оценивания текущих запасов топлива и прогнозирования момента достижения уровня минимально допустимых остатков компонентов топлива.

Информация СУРТ о моменте полной выработки топлива может использоваться для выключения двигательной установки. От выбора момента выключения двигательной установки каждой ступени существенно зависит безопасность выведения носителя. Ошибки в проведении операции останова двигателя могут привести к взрыву двигателя или недопустимым потерям энергетики изделия и в итоге – к невыполнению задачи пуска. Далее безопасность носителя будем связывать с действием указанных факторов.

В режиме полной выработки топлива нормальное функционирование системы СУРТ становится одним из условий безопасного выведения РН. Из этого факта следует, что при проектировании системы СУРТ значительное внимание должно быть уделено обеспечению аппаратной надежности системы и отказоустойчивости алгоритма управления СУРТ на основе использования в алгоритме методов обнаружения и защиты от возможных аномалий в работе измерительного тракта и других возмущающих факторов.

### **3. Описание объекта управления**

Перейдем к формальному описанию сформулированной выше задачи. Воспользуемся упрощенным уравнением движения РН как материальной точки, определяющим изменение кажущейся скорости РН, и уравнениями расходования компонентов топлива из баков на участках стационарных условий полета [1]. Границы таких участков определяются заданными циклограммой полета изменениями суммарного расхода топлива.

Указанные уравнения применительно к ступени РН могут быть представлены в следующем виде (для простоты приводятся уравнения для моноблочной ступени):

$$\begin{aligned}
\dot{W} &= \frac{\dot{m} \cdot g}{m} \cdot (P_{y\partial n} - (P_{y\partial n} - P_{y\partial o}) \cdot \frac{P}{P_o} - \frac{q \cdot C_x \cdot T}{P_m} - \Delta P_{y\partial}), \\
m &= m^T + m_{\text{кон}}, \\
\dot{m} &= \dot{m}_{\text{бак}} + \Delta \dot{m}, \\
\dot{m}_{\text{бак}} &= \dot{m}_o + \dot{m}_z, \\
K_m &= \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_z}, \\
P_{y\partial n} &= (K_m), \\
\dot{m}_o &= \dot{m}_{\text{оном}} + \Delta \dot{m}_o, \\
\dot{m}_z &= \dot{m}_{\text{зном}} + \Delta \dot{m}_z
\end{aligned} \tag{1}$$

с начальными условиями на момент времени, соответствующий включению СУРТ в работу  $m^T = m_{\text{нач}}^T$ ,  $m_o = m_{\text{онач}}$ ,  $m_z = m_{\text{знач}}$ , определяемыми с учетом погрешностей заправки и разброса достартовых расходов компонентов топлива, и с конечными условиями, определяющими момент выработки одного из компонентов топлива:

$$m_o = m_{\text{оmin}}, m_z = m_{\text{зmin}},$$

и набор заданного значения  $W = W_{\text{зад}}$  кажущейся скорости РН.

Здесь  $m$  – масса РН;

$m^T$  – масса топлива,  $m^T = m_o + m_z$ ;

$m_o$ ,  $m_z$  – массы окислителя и горючего;

$m_{\text{кон}}$  – номинальная масса РН в конце работы ступени;

$W$  – значение продольной составляющей кажущейся скорости;

$m_{\text{оmin}}$ ,  $m_{\text{зmin}}$  – минимальные неиспользуемые остатки компонентов топлива, определяемые условиями безаварийного выключения двигательной установки;

$P_{y\partial n}$ ,  $P_{y\partial o}$  – удельная тяга двигательной установки в пустоте и на земле;

$\Delta P_{y\partial}$  – эквивалентные потери удельной тяги, связанные, например, с работой рулевого двигателя следующей ступени на конечном участке работы данной ступени, дренажем газов через дренажный клапан и т. п.;

$q$ ,  $C_x$  – скоростной напор и коэффициент лобового сопротивления;

$P$ ,  $P_o$  – текущее и начальное атмосферное давление;

$P_m$  – начальная нагрузка на мидель;

$T$  – время, в течение которого при данном массовом расходе сгорело бы количество топлива, равное стартовой массе РН;

$\dot{m}$  – суммарный массовый расход всех компонентов, участвующих в уменьшении массы РН на данном участке полета;

$\dot{m}_{\text{бак}}$  – расход топлива из баков ступени;

$\Delta \dot{m}$  – поправка, учитывающая отличие  $\dot{m}$  от  $\dot{m}_{\text{бак}}$  (например, из-за расхода рабочего тела наддува через ДПК, расхода топлива следующей ступени через рулевой двигатель и т. п.);

$\Delta \dot{m}_o, \Delta \dot{m}_2$  – отклонения расходов компонентов из-за влияния внешних факторов и управляющих воздействий;

$\dot{m}_{ном}, \dot{m}_{ном}$  – номинальные значения расходов компонентов на данном участке полета.

Пусть  $W_{окт}$  – значения кажущейся скорости в момент достижения одного из краевых условий по остаткам компонентов топлива. Тогда критерий безопасности РН в плане обеспечения условий безаварийного выключения двигательной установки можно определить вероятностью выполнения следующих условий:

$$J = P(W_{зад} \leq W_{окт}) . \quad (2)$$

Можно рассматривать две задачи. Первая задача заключается в максимизации энергетических возможностей РН, которые характеризуются значением  $W_{зад}$  кажущейся скорости, набираемой РН в конце полета ступени. Эта задача решается на основе минимизации неиспользуемых запасов топлива путем управления расходом компонентов топлива и реализации полной выработки топлива нижних ступеней РН.

Вторая задача заключается в обеспечении требуемого значения критерия безопасности (2) путем управления моментом выключения двигательной установки ступени на основе информации о кажущейся скорости РН и измерений запасов компонентов топлива.

Для решения задачи управления расходом компонентов топлива и обеспечения его полной выработки необходимо использовать прямые измерения текущих запасов компонентов топлива в баках дискретными датчиками уровней СУРТ. Эти датчики работают на основе порогово-дискретного принципа измерения, в соответствии с которым в моменты прохождения жидкостью в баках окислителя и горючего заданных пороговых уровней происходит срабатывание чувствительных элементов датчиков, и в усилителе-преобразователе формируется соответствующий сигнал. В момент срабатывания чувствительного элемента датчика уровень текущий запас компонента в баке определяется следующим соотношением:

$$m_j^{o(z)} = V_j^{o(z)} \cdot \gamma_{j\text{ ном}}^{o(z)} + h_i^{o(z)} ,$$

где  $V_j^{o(z)}$  – объем рабочего запаса компонента в баке на уровне установки чувствительных элементов с номером  $j$ ;

$\gamma_{j\text{ ном}}^{o(z)}$  – номинальное значение средней плотности компонента в баке в момент срабатывания  $j$ -го чувствительного элемента;

$h_j^{o(z)}$  – погрешность измерения из-за колебаний жидкости, случайных отклонений плотности из-за прогрева компонентов и др.;

$m_j^{o(z)}$  – текущая масса компонента топлива в баке в момент срабатывания  $j$ -го чувствительного элемента.

В качестве измеренного значения текущего запаса компонента в момент срабатывания  $j$ -го чувствительного элемента принимается величина, равная

$$m_{nj}^{o(z)} = V_j^{o(z)} \cdot \gamma_{j \text{ ном}}^{o(z)} .$$

Величины  $m_{nj}^{o(z)}$  определяются расстановкой чувствительных элементов датчиков уровней (измерительных точек) по высоте баков от уровня неиспользуемых остатков компонентов топлива, определяемых условиями безаварийного выключения двигателя.

Отношение запасов окислителя и горючего на одноименных измерительных точках равно номинальному коэффициенту соотношения расходов компонентов из баков, т. е.

$$\frac{m_{nj}^o}{m_{nj}^z} = K_{m \text{ ном}} .$$

В алгоритмах СУРТ обычно используются относительные значения запасов топлива, отнесенные к принятой условной величине  $m_0^T = m_0^o + m_0^z$  начальной заправки компонентов топлива

$$G = \frac{m^T - (m_{o \min} + m_{z \min})}{m_0^T} , \quad G_j = \frac{m_{nj}^o}{m_o^o} = \frac{m_{nj}^z}{m_o^z} .$$

Величины  $G_j$  могут быть заранее вычислены в соответствии с выбранной геометрической расстановкой чувствительных элементов датчиков уровней в баках и введены в алгоритм СУРТ.

#### 4. Алгоритм управления СУРТ

Бортовой алгоритм управления СУРТ многоблочных ступеней имеет достаточно сложную разветвленную структуру, связанную с необходимостью обработки больших объемов входной информации, диагностики отказов в измерительном и исполнительном трактах и т.п.

В данном разделе представлены его основные соотношения, реализующие принципы фильтрации, прогнозирования и терминального управления.

В момент срабатывания чувствительного элемента датчика уровней величина  $G_j$  сравнивается с модельным значением  $\hat{G}_j^{o(z)}$ , формируемым в алгоритме оценивания текущего запаса топлива.

Рассогласование  $\Delta G_j^{o(z)} = \hat{G}_j^{o(z)} - G_j$  может служить в качестве информации об отличии модельной оценки от фактического значения запаса компонента в баке и необходимости коррекции оценки. Разность рассогласований  $\Delta G_j^o$  и  $\Delta G_j^z$  свидетельствует о несинхронности выработки компонентов топлива. Для синхронизации выработки компонентов топлива из баков необходимо изменить коэффициент соотношения расходов компонентов топлива через двигательную

установку (параметр  $K_m$ ) путем изменения положения исполнительных органов СУРТ.

Модельная оценка текущего запаса топлива на основе равномерной информации обычно формируется по следующему соотношению:

$$\hat{G} = \hat{G}_{-1} + \Delta G \cdot (1 + \lambda_j), \quad (3)$$

где  $\hat{G}$  – оценка относительной массы топлива, сформированная по равномерным измерениям;

$\Delta G$  – изменение относительной массы топлива за элементарный такт;

$\lambda_j$  – корректирующая поправка, учитывающая результаты измерений датчиков уровней СУРТ.

В практике построения систем СУРТ моноблочных ступеней широкое распространение получил так называемый «двучленный» алгоритм, используемый для вычисления управляющих команд  $\Delta \delta K_{mj}$  на дроссель СОБ и настраиваемого параметра  $\lambda_j$  модели запаса топлива по измеренным рассогласованиям  $\Delta G_j^{o(z)}$ :

$$\begin{aligned} \Delta \lambda_j^{o(z)} &= A_j \cdot \Delta G_j^{o(z)}, \quad j = 1, \\ \Delta \lambda_j^{o(z)} &= A_j \cdot (B_j \cdot \Delta G_j^{o(z)} - \Delta G_{j-1}^{o(z)}), \quad j > 1, \\ \Delta \delta K_{mj} &= \alpha \cdot (\Delta \lambda_j^o - \Delta \lambda_j^z), \\ \Delta \lambda_j &= \beta \cdot (K^o \cdot \Delta \lambda_j^o + K^z \cdot \Delta \lambda_j^z), \\ \lambda_j &= \lambda_{j-1} + \Delta \lambda_j. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь  $A_j, B_j, \alpha, \beta$  – коэффициенты двучленного алгоритма;

$$K^o = \frac{K_{m \text{ ном}}}{K_{m \text{ ном}} + 1}, \quad K^z = \frac{1}{K_{m \text{ ном}} + 1}.$$

Этот же алгоритм может использоваться и для решения задачи межблочной синхронизации выработки топлива для ступеней, имеющих пакетную схему. Для таких ступеней также используется одна модель (3), характеризующая суммарный запас топлива во всех блоках, поскольку регулирующие воздействия по каналам внутриблочной и межблочной синхронизации обеспечивают сходимость фактических запасов в баках компонентов к их модельной оценке. Команды на относительное изменение режима работы двигателя  $\delta R_j^{(k)}$  в  $k$ -ом блоке и настраиваемый параметр  $\lambda_j$  модели (3) запаса топлива формируются по соотношению

$$\lambda_j = \frac{1}{N_{\text{бл}}} \cdot \sum_{k=1}^{N_{\text{бл}}} \lambda_j^{(k)},$$



$$\delta R_j^{(k)} = \lambda_j - \lambda_j^{(k)}.$$

Здесь  $N_{бл}$  – общее число блоков в связке;

$\lambda_j^{(k)}$  – корректирующая поправка, вычисленная для  $k$ -го блока в соответствии с алгоритмом (4).

На атмосферном участке работы ступени РН  $\Delta G$  формируется путем использования программного значения расхода топлива, задаваемого циклограммой работы двигателя, а далее – по инерциальной информации.

На основе приведенного выше уравнения (1) для  $\dot{W}$  могут быть построены алгоритмы оценивания по инерциальной информации количества топлива, израсходованного за навигационный такт –  $\tau$ . Принцип их работы определяется следующими дискретными уравнениями (интервал дискретности равен навигационному такту работы БЦВМ):

$$\begin{aligned}\Delta m_w &= \frac{\tau \cdot \dot{W}_\tau \cdot \hat{m}}{g \cdot \hat{P}_{y\partial} + \frac{1}{2} \cdot \dot{W} \cdot \tau} - \Delta \dot{m} \cdot \tau, \\ \hat{m} &= \hat{G} \cdot m_0^T + m_{кон}, \\ \hat{P}_{y\partial} &= P_{y\partial n} \cdot (1 + \delta), \\ \Delta G &= \frac{\Delta m_w}{m_0^T \cdot n_n},\end{aligned}\tag{5}$$

где  $\dot{W}_\tau$  – среднее значение кажущегося ускорения за навигационный такт;

$\hat{m}^T$  – оценка текущей массы РН в данном такте;

$\delta$  – поправка, учитывающая среднеинтегральные на данном участке полета потери кажущейся скорости (из-за аэродинамических и др. факторов);

$n_n$  – количество элементарных тактов в навигационном такте БЦВМ.

Отметим, что оценка суммарного расхода топлива по инерциальной информации (5) имеет погрешность из-за случайного разброса атмосферных параметров, а также случайных отклонений начальной и конечной массы РН и удельной тяги двигателя.

После получения каждого  $j$ -го измерения в (4) вычисляется управляющая команда  $\Delta \delta K_{mj}$  на изменение параметра  $K_m$  относительно его значения, установленного на предшествующем измерении. Полное отклонение коэффициента соотношения от номинального значения  $\delta K_{mj} = \frac{K_m - K_{m ном}}{K_{m ном}}$  из-за регулирующих воздействий СУРТ равно сумме отклонений  $\Delta \delta K_{mj}$ . Таким образом,

$$\delta K_{mj} = \sum_{i=1}^j \Delta \delta K_{mi} . \quad (6)$$

Корректирующая поправка  $\Delta \lambda_j$  и команда  $\Delta \delta K_{mj}$  на изменение параметра  $K_m$  в (4) формируются по рассогласованиям  $\Delta G_j^{o(z)}$  в соответствии с принципами терминального управления.

На основании значений рассогласований, измеренных на текущей и предшествующей измерительных точках, можно произвести прогнозирование величины конечных рассогласований  $dG_{кон}^{o(z)}$  – относительных остатков компонентов топлива на конец процесса регулирования, соответствующих моменту  $G = 0$ . При прогнозировании можно с достаточной степенью точности принять линейную модель изменения рассогласования между фактическим и модельным значениями запаса компонентов топлива.

Для реализации полной выработки топлива необходимо выбрать значения  $\Delta \lambda_j$ ,  $\Delta \delta K_{mj}$  таким образом, чтобы одновременно решить две задачи:

1. Обеспечить синхронность выработки окислителя и горючего путем изменения коэффициента соотношения расходов компонентов, т. е. выполнить условие  $\Delta G_{кон}^o - \Delta G_{кон}^z = 0$ .

2. Произвести коррекцию алгоритма оценивания текущих запасов топлива таким образом, чтобы обеспечить сходимость модельной оценки к фактическому значению запасов топлива в момент достижения компонентами топлива уровней минимальных неиспользуемых остатков.

Управляющие команды  $\Delta \lambda_j$ ,  $\Delta \delta K_{mj}$ , вычисленные на основе невязок краевых условий, реализуются не полностью, с некоторым весовым коэффициентом, меньшим единицы. В итоге, при суммировании указанных управляющих команд (4), (6) производится фильтрация погрешностей измерения запасов компонентов топлива датчиками уровней.

## 5. Анализ нештатных ситуаций в работе системы СУРТ и способов их парирования в алгоритме СУРТ

На основе опыта разработки и эксплуатации систем СУРТ ракет-носителей с ЖРД может быть сформулирован перечень аппаратных отказов и изменений условий работы основных функциональных частей системы: объекта управления, измерительного тракта, вычислительной части и исполнительных органов.

Порогово-дискретный принцип измерения, используемый в датчиках уровней компонентов топлива, и принцип действия усилителя-преобразователя сигналов измерения определяют вид возможных нарушений в измерительной части СУРТ, которые сводятся в основном к отказам типа пропуска сигнала измерения дискретной точки датчика уровня либо к отказам типа ложных сигналов измерения, возникающих со значительным опережением относительно истинного момента прохождения измерительной точки датчика уровней.

Нештатные ситуации в остальных частях СУРТ удобно сгруппировать в состоянии системы с единичными отказами следующих типов: отказ типа обрыва в

цепи исполнения, отказ типа ложного сигнала в цепи исполнения и состояние с повышенной интенсивностью возмущений и помех.

Адаптация СУРТ к нештатным состояниям производится путем перестройки алгоритма управления и придания ему свойства отказоустойчивости. Перестройка алгоритма производится по результатам обнаружения неисправностей СУРТ в блоках диагностики, встроенных в алгоритм СУРТ.

Принципы построения отказоустойчивых алгоритмов СУРТ основываются на использовании имеющейся в системе избыточности разного рода, позволяющей и в режимах с отказами проводить управление процессом опорожнения баков с приемлемой точностью.

1. Исходя из порогово-дискретного принципа измерения запасов топлива, в алгоритме СУРТ предусмотрены зоны ожидания моментов срабатывания чувствительных элементов датчиков уровней, внутри которых производится прием сигналов измерений.

В случае отсутствия сигнала измерения в зоне его ожидания соответствующая измерительная точка считается пропущенной. В случае приема сигнала измерения с ожидаемого чувствительного элемента или фиксации пропуска алгоритм перестраивается на прием следующей измерительной точки в соответствующей ей зоне ожидания.

При приеме сигналов измерения проверяется правильность чередования сигналов с четных и нечетных измерительных точек. При этом для уровнемеров с индуктивными датчиками в моменты срабатывания нечетных измерительных точек сигнал на выходе УП должен изменяться с «0» на «1», а в моменты срабатывания четных точек — с «1» на «0».

2. Информационная избыточность позволяет осуществлять управление при сокращенном объеме измерений из-за отказов типа пропуска измерений или возникновении ложных сигналов в каналах измерения. Для таких режимов разработан эффективный способ управления с заменой некондиционных или несостоявшихся измерений в канале горючего или окислителя прогнозируемыми значениями. Прогнозирование моментов срабатывания последующих измерительных точек или значений рассогласований запасов компонентов топлива проводится по предшествующему измерению.

3. В алгоритме СУРТ проводится независимая раздельная обработка измерений запасов горючего и окислителя. Такой способ построения алгоритма дает возможность осуществлять независимо меры защиты системы от отказов в измерительных трактах окислителя и горючего для единичного блока, формировать управляющие воздействия на изменение  $K_m$  двигателя по измерениям в одном компоненте, а также проводить поканальное прогнозирование моментов окончания компонентов топлива. В штатных условиях производится прогнозирование одного и того же момента окончания для обоих компонентов топлива всех баков по результатам измерений датчиков уровней с учетом управляющих воздействий на изменение коэффициента соотношения расходов компонентов топлива и изменения суммарного расхода для обеспечения одновременности их выработки. Кроме того используются расчетные данные об изменении суммарного расхода в соответствии с циклограммой работы двигательной установки. В алгоритме предусмотрена возможность перехода системы на более грубый спо-

соб определения моментов окончания каждого из компонентов топлива каждого блока, опирающийся только на информацию датчиков уровней. Такой способ используется в нештатных ситуациях при отказах в исполнительном тракте СУРТ.

4. В алгоритме управления при формировании управляющих воздействий предусматриваются также меры ограничительного характера. Они включают ограничения текущих измерений относительно значений, прогнозируемых по предыстории, ограничения промежуточных вычислений и значений управляющих воздействий. Эти алгоритмические меры служат защитой системы от ложных сигналов измерения и сбоев в БЦВМ. Ограничения выбираются таким образом, что они практически не оказывают влияния на качество управления в штатном режиме работы СУРТ.

5. В нештатных ситуациях формируются упреждающие уставки к моменту окончания компонентов топлива, формируемого в алгоритме СУРТ. Величины этих уставок зависят от точностных показателей системы. По результатам исследований точности СУРТ в нештатных режимах работы с отказами типа пропуска измерений выделены группы состояний системы в зависимости от числа пропущенных измерений в трактах окислителя и горючего. Каждой такой группе состояний СУРТ соответствуют свои величины уставок к моменту окончания компонентов топлива. Состояние системы определяется в блоке диагностики алгоритма СУРТ.

Отказоустойчивый алгоритм с выбранной структурой обеспечивает сохранение работоспособности системы при любых единичных отказах из заданного списка.

#### **6. Наземная отработка алгоритма управления СУРТ и его бортовой программной реализации – важнейший инструмент обеспечения надежности системы**

Надежное функционирование СУРТ на борту РН в значительной мере обеспечивается наземной отработкой системы, в которой важная и ответственная роль отводится проверке правильности функционирования алгоритма управления СУРТ и его бортовой программной реализации.

Современный алгоритм управления расходом топлива представляет собой набор достаточно сложных формализованных процедур, выполняющих функции приема и отработки входной информации, диагностики изменений в системе, вызываемых аппаратными отказами, формирования управляющих команд в штатных и нештатных условиях работы системы. Соответствующее алгоритму бортовое программное обеспечение (БПО) СУРТ имеет сложную разветвленную структуру и характеризуется большим числом возможных состояний. По опыту разработки блок программ СУРТ занимает больше тысячи слов в ОЗУ и может требовать для своей работы до ~5 мс в цикле БЦВМ.

Следует отметить, что в режимах реализации полной выработки топлива на систему СУРТ возлагается задача определения момента окончания выработки рабочих запасов окислителя и горючего для последующего использования этой информации при выключении двигательной установки. Ошибки в реализации остановки двигателя могут привести к взрыву двигателя или недоиспользованию располагаемых рабочих запасов компонентов топлива. Таким образом, в данных режимах нормальное функционирование СУРТ необходимо для безопасности и надежности выведения РН.

Отмеченные выше факторы определяют значительную трудоемкость и высокий уровень ответственности при проведении отработки алгоритма управления и БПО СУРТ. Процесс отработки разбивается на несколько самостоятельных этапов.

Разработанный алгоритм управления СУРТ проверяется путем моделирования его работы совместно с имитатором объекта в штатных и нештатных режимах функционирования при различных сочетаниях возмущений и помех. Основная цель данного этапа заключается в отработке заложенных принципов, требуемых функциональных возможностей и качества управления во всех заданных ИД условиях работы системы.

Бортовая программная реализация алгоритма первоначально проходит этап автономной отработки, которая проводится разработчиком программной реализации по тестовым примерам ИПУ. Тестовые примеры формируются таким образом, чтобы обеспечить проверку соответствия программной реализации математическому описанию алгоритма управления во всех режимах функционирования.

После завершения автономной отработки бортовая программная реализация алгоритма СУРТ проходит этап совместных отработочных испытаний (СОИ) в составе бортового программного обеспечения (БПО) полета РН, реализованного в БЦВМ. Испытания проводятся путем полунатурного моделирования работы БПО с имитатором работы изделия в целом.

Правильность работы БПО СУРТ подтверждается на основе сравнительного анализа результатов СОИ и результатов параллельно проводимого независимого моделирования.

Наряду с тем, что каждый из этапов отработки решает свои задачи, в определенной мере имсет место дублирование в проверке правильности функционирования алгоритма управления и БПО СУРТ на каждом последующем этапе отработки. Тем самым снижается риск проникновения на борт РН проектных ошибок, допущенных при разработке алгоритма управления и БПО СУРТ.

### **Заключение**

Современные системы СУРТ характеризуются уникальными точностными показателями. Разброс конечных остатков компонентов топлива из-за погрешностей работы системы не превышает  $0,2 \div 0,4\%$  от уровня рабочих запасов. Это обеспечивает существенное повышение энергетических возможностей и, в конечном итоге, массы выводимого полезного груза. Дальнейшее развитие СУРТ может быть связано с совершенствованием измерительной части системы на основе применения новых принципов измерения запасов топлива, обеспечивающих высокую точность в широком диапазоне изменения условий эксплуатации.

### **ЛИТЕРАТУРА**

1. Petrov B.N., Portnov-Sokolov Yu.P., Andrienko A.Ya.. Control aspects of efficient rocket propulsion systems. Acta Astronautica, Vol. 4, №. 11–12, 1977, pp. 1127–1136.
2. Андриенко А.Я., Иванов В.П., Портнов-Соколов Ю.П. Системы управления расходом топлива жидкостных ракет (история создания и пути развития). Космонавтика и ракетостроение. Изд. ЦНИИМАШ. №15. 1999.
3. Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. – М.: Наука, 1966.

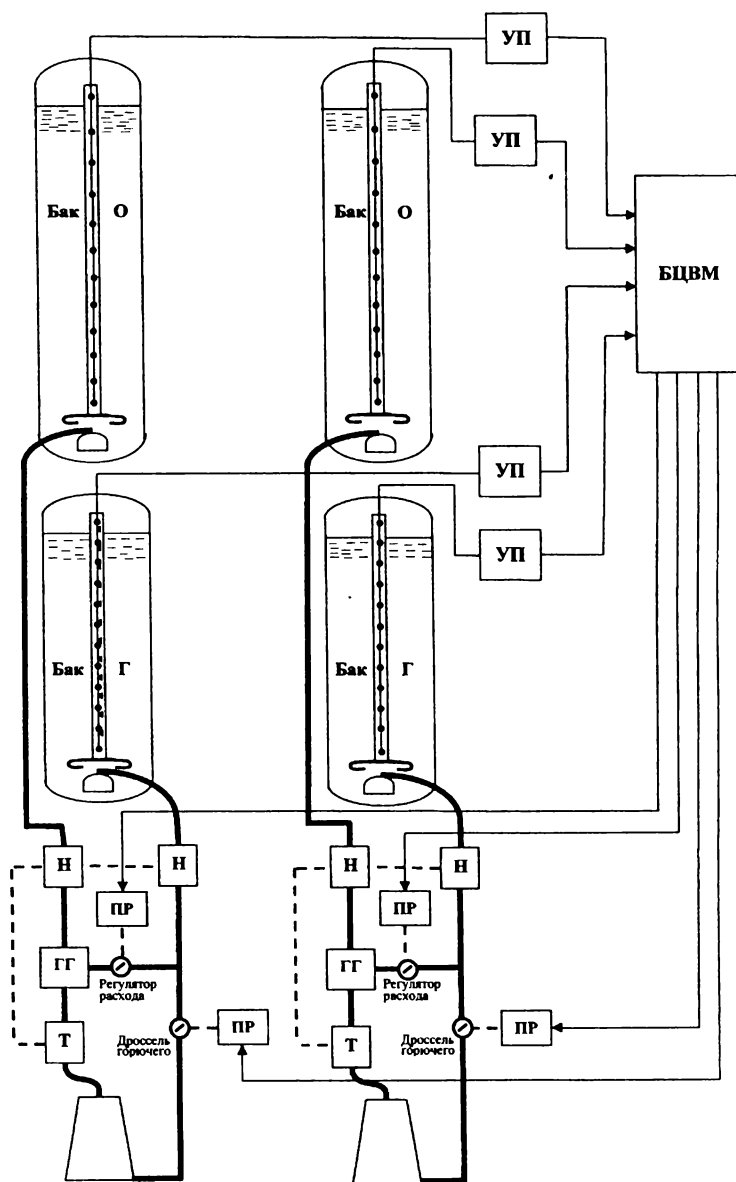


Рис. 1

# НАПРАВЛЕНИЕ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

## Информационная система послесеансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ

*Д.т.н. Альбрехт А.В., к.т.н. Баталин Н.Н., д.т.н. Бизяев Р.В.,  
к.т.н. Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудинов С.В., Питомец Е.Н.*

Рассмотрены особенности построения систем регистрации результатов испытаний, встраиваемых в интегрированные программные системы класса «АСУ предприятия», и основные этапы отображения результатов с помощью информационной системы послесеансовой обработки на примере представления результатов анализа упругих свойств сильфонных вытеснителей пневмогидросистемы подачи компонентов топлива в двигательную установку ФГБ «Заря» Международной космической станции (МКС).

После проведения комплексных испытаний в рамках наземной отработки изделий ракетно-космической техники (РКТ) проводится обработка полученной первичной информации и выпуск отчетной документации [1, 2].

Указанная обработка первичной информации реально проводится не в период испытаний, а после их окончания («после сеанса»). Это вызвано в первую очередь следующими причинами:

- очень большим объемом фиксируемой при комплексных испытаниях первичной информации, в частности, при испытаниях пневмогидросистем подачи компонентов топлива в двигательную установку (ПГСД ДУ) – это несколько сотен параметров с частотой регистрации 1–100 Гц в течение десятков минут;
- ограниченными вычислительными возможностями персональных компьютеров, даже при тактовой частоте процессора компьютера выше 1 ГГц;
- ограниченными возможностями применения локальных вычислительных сетей (ЛВС) по передаче больших массивов данных без ошибок.

Послесеансная обработка больших массивов первичной информации о поведении агрегатов и систем стендового изделия предполагает выполнение ряда специфических требований, в том числе:

- обеспечение высокой надежности хранения первичной информации для исключения ее потерь при хранении в базе данных;
- согласованность требований к форме передачи информации, так как информация в виде первичных результатов испытаний поступает из разных источников (отделов, курирующих различные функциональные системы изделия);
- построение системы диагностирования и учета неточностей или недостоверности полученной информации, так как поступающая первичная информация может иметь противоречивый характер;

– обеспечение возможности визуального (по секундам) анализа состояния агрегатов и систем объекта испытаний по целому ряду параметров с использованием их мнемосхем.

Как результат отражения перечисленных проблем на процесс обработки больших массивов информации о поведении объекта испытаний и его систем в тот или иной момент отработки циклограммы его работы, представление результатов испытаний в информативном виде растягивается на месяцы.

Следствием этого является определенное информационное отставание специалистов-испытателей от современных требований к разработке отчетной документации в соответствии с международными стандартами и с использованием возможностей различных интегрированных программных систем класса CAD/CAM/CAE, например, программного комплекса I-DEAS компании SDRC (Structural Dynamics Research Corporation).

Аббревиатуры «CAD/CAM/CAE» имеют следующее содержание:

- CAD – Computer Aided Design – система автоматизированного проектирования;
- CAM – Computer Aided Manufacturing – автоматизированная система технологической подготовки производства;
- CAE – Computer Aided Engineering – система инженерного анализа (в том числе система автоматизированного моделирования).

Одним из путей решения этой проблемы является рассмотрение наземной отработки стендовых изделий РКТ концептуально как автоматизированной системы управления технологическими процессами испытаний (АСУТП испытаний), являющейся составной частью более общей системы класса «АСУ предприятия» (см. рис. 1) [3].

Так как информационная система послесекансовой обработки результатов испытаний как составная часть АСУТП испытаний должна обеспечивать быструю аппаратную и программную «настраиваемость» на конкретный объект испытаний, то состоять указанная информационная система должна из отдельных универсальных программных модулей, обеспечивающих реализацию основных этапов ее работы, а именно:

1. хранение и вывод первичной информации;
2. преобразование (обработка) первичной информации;
3. визуализация результатов испытаний;
4. моделирование процесса испытаний и работы изделия в целом.

Несколько слов о реализации основных этапов работы информационной системы (см. рис. 2):

1. При организации хранения информации в связи с ее большим объемом и необходимостью быстрого доступа к ней нецелесообразно применять для сжатия информации обычные компьютерные архиваторы. Требуется создание специализированных систем архивирования, использующих специфичность данных, например тот факт, что аналоговые измеряемые параметры меняются в своей массе достаточно медленно. Кроме того, целесообразно организовать хранение информации с точностью, только немного превышающей погрешности



измерений, что также существенно уменьшит объем хранящихся на сетевом сервере данных.

Необходимо упростить доступ к информации, что предусматривает написание базы данных (БД) со структурой, упрощающей выборку информации, например, по таким ключам как, "выдать информацию о работе датчика № «х», при управляющем алгоритме № «у», в период времени « $\Delta t$ »".

Работа с БД существенно упрощает анализ информации, а также во многом обеспечивает информационную поддержку системы моделирования работы изделия, поставляя ей информацию, накопленную в ходе испытаний.

Программное обеспечение (ПО) сетевого сервера информационной системы послесансовой обработки результатов испытаний (см. рис. 2) должно учитывать возможность резервного копирования в наиболее компактном виде. При этом организация технологического процесса испытаний должна обеспечивать отсутствие потери данных в процессе переноса информации в БД из смежных подразделений.

Вывод информации на экран и получение твердой копии экрана - одна из основных задач информационной системы. Вывод информации обеспечивается как в табличном, так и в графическом виде.

Сложной проблемой является совмещение аналоговых и дискретных параметров на одном поле вывода (на графике или в таблице). Для преобразования аналоговой информации, получаемой от датчиков информационных систем регистрации, в дискретную форму для последующего представления информации в виде графика, необходимо задание критических точек на кривой и ввод информации в таблицу. Такая преобразованная информация используется в системе моделирования поведения изделия. Для обеспечения корректности обработки данных в ПО информационной системы вводится функция фильтрации недостоверных аналоговых параметров первичной информации.

2. Этап преобразования (обработки) информации по результатам испытаний в общем случае включает:

- преобразование и фильтрацию данных первичной информации в виде аналоговых и дискретных параметров, получаемых с датчиков, установленных на стендовом изделии;
- анализ достоверности информации по типовым методикам;
- сжатие достоверных данных первичной информации без потери информации. При этом используются математические методы оценки погрешностей измерений;
- конвертирование информации в вид, удобный для анализа специалистами различных направлений;
- повторный анализ достоверности информации по нетиповым методикам.

3. Визуализация результатов испытаний в условиях послесансовой обработки данных, полученных с информационных систем измерения и штатных или стендовых систем управления изделием, предполагает решение следующих вопросов:

- отображение принципиальной схемы (мнемосхемы) изделия или его части с включением всех участвовавших в испытаниях агрегатов (датчики давления и температуры, сигнализаторы давления, электропневмо- и пироклапаны), а также элементов конструкции изделия (баков, трубопроводов и др.);

- имитацию хода испытаний с реализацией возможности остановки имитации, обратного движения времени, получения всех измеренных параметров и их производных;

- имитацию возможного хода испытаний, основанного на математической модели изделия и статистических данных, накопленных в ходе испытаний, с целью получения в качестве выходных данных в таком же формате, в каком хранятся аналогичные данные реального эксперимента. Это необходимо для последующего сравнения информации реального и модельного экспериментов;

- автоматизированный анализ функционирования алгоритмов системы управления и контроль срабатывания устройств, управляемых системой управления.

4. В свою очередь этап моделирования процесса испытаний и работы изделия в целом включает:

- моделирование хода испытаний прежде всего для визуализации всех измеренных параметров и их производных, реализации функции «пауза», изменении скорости течения времени при воспроизведении на экране;

- моделирование поведения различных систем стендового изделия при той или иной ситуации, позволяющее предсказывать поведение систем изделия, в том числе при возможных нештатных ситуациях;

- моделирование работы изделия в целом.

Особо следует отметить учет в процессе моделирования факторов, которые не воспроизводятся в условиях наземной отработки, например, имитация условий космической среды или влияние функционирования каких-либо соседних систем и т.д.

Построение системы математического моделирования является достаточно сложным процессом вследствие нелинейности моделируемых процессов и случайного характера возмущений, воздействующих на системы изделия.

Создание упрощенной математической модели с последующим ее уточнением в процессе подготовки и проведения испытаний существенно повышает эффективность обработки результатов испытаний, хотя и несколько уменьшит достоверность информации, получаемой с помощью этой системы.

Рассмотрим реализацию заявленных принципов построения информационной системы послесансовой обработки результатов испытаний на примере имитационного моделирования одного из этапов наземной отработки ПГСП ДУ первого модуля Международной Космической Станции (МКС), функционального грузового модуля (ФГБ) «Заря» [4, 5].

Отличительной особенностью указанной ПГСП ДУ является отсутствие в ней каких-либо насосов для перекачки компонентов топлива, доставляемых на МКС с помощью «космического грузовика» типа «Прогресс». Перекачка компонентов топлива на борт ФГБ МКС осуществляется исключительно за счет упругих свойств так называемых «сильфонных вытеснителей», входящих в конструк-

цию каждого из баков ПГСП ДУ и разделяющих каждый бак на две полости – газовую и жидкостную.

На рис. 3 представлен отдельный участок общей мнемосхемы имитации процесса передачи топлива между баками БНДГ2 и ТБГ1 (бак БНДГ3 в процессе передачи топлива условно не участвует).

Необходимо отметить, что построение мнемосхемы на рис. 3 осуществлялось с использованием информационных блоков «ПО визуального отображения объекта испытаний» и «ПО послесекансового воспроизведения (включая посекундное отображение)» средствами языка C++ и компьютерной программной среды LabVIEW (см. рис.2).

В результате вторичной обработки информационного потока, содержащего результаты всех экспериментов по оценке величины перемещения сильфонных вытеснителей топливных баков ТБГ1, БНДГ2, получены обобщенные индивидуальные характеристики упругих сил указанных сильфонных вытеснителей. Для бака ТБГ1 их вид представлен на рис.4 (экспериментальные точки вида  $\square$ ,  $\blacklozenge$ ). Однако при проведении наземных испытаний на все сильфонные вытеснители действовала сила тяжести, которая негативно влияла на определение условий равновесия сильфонных вытеснителей в баках в условиях космического пространства. Для исключения ее влияния проводилась оценка веса каждого из сильфонных вытеснителей по формуле

$$Fm = m \cdot g,$$

где  $Fm$  – вес (сила тяжести) подвижной части сильфонного вытеснителя, Н;

$m$  – масса подвижной части сильфонного вытеснителя топливного бака, кг;

$g$  – ускорение свободного падения,  $g \approx 9,81 \text{ м/с}^2$ .

Сила тяжести обеспечивала при наземных испытаниях постоянный перепад давления между газовой и жидкостной полостями бака, который соответствовал зависимости.

$$\Delta P = Fm / S,$$

где  $S$  – площадь днища сильфонного вытеснителя,  $S = 15,81 \text{ дм}^2$  [3].

В результате перепад давления от силы тяжести для бака ТБГ1 составил  $\Delta P^{ТБГ1} = 0,019 \text{ кг/см}^2$  (см. на рис. 4 различие в результатах эксперимента и математической модели).

После исключения влияния силы тяжести на динамику процесса перекачки топлива в бак ТБГ1 окончательный вид обобщенных индивидуальных характеристик упругих сил сильфонных вытеснителей топливных баков ТБГ1 представлен на рис. 4. (обобщенные кривые перепада давления). Видно, что процесс перекачки топлива за счет подачи газа высокого давления в газовую полость бака может быть условно разделен на три участка:

- участок преодоления сил трения в конструкции сильфонного вытеснителя;
- линейный или рабочий участок движения сильфонного вытеснителя;
- постепенное «затухание» в процессе движения вытеснителя и достижения сильфоном конструктивного ограничения его движения.

Для построения рис. 4 использовалась первичная информация о результатах испытаний из информационных блоков «ПО после сеансовой первичной обработки (в том числе фильтрация)», «ПО после сеансовой вторичной обработки (отчетная документация)» и подблока «ПО типовых итоговых отчетов» (см. рис. 2).

### В ы в о д ы :

1. Рассмотренная модель наземной отработки изделий РКТ является частью более общей системы класса «АСУ предприятия» и включает в себя важную составляющую – универсальную информационную систему послесеансовой обработки результатов испытаний, являющуюся эффективным средством повышения информативности наземной отработки, а, следовательно, и средством повышения качества изделий РКТ в целом.
2. Выделение задач, решаемых информационной системой послесеансовой обработки результатов испытаний, в отдельную программно-аппаратную систему становится необходимостью для предприятия при проведении комплексной автоматизации работ по изготовлению продукции на базе единой информационной инфраструктуры предприятия в сквозных процессах «проектирование – производство – испытания» и в соответствии с требованиями международных стандартов, в частности, класса ISO-9000;
3. Этап разработки и внедрения программного обеспечения информационной системы послесеансовой обработки результатов испытаний предполагает не только творческое использование готовых профессиональных программных систем, но и значительные усилия специалистов-испытателей по их адаптации под конкретные решаемые задачи.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Недайвода А.К., Альбрехт А.В., Киселев Л.Н., Бизяев Р.В. Совместная отработка двигательной установки со штатной системой управления перспективных разгонных блоков при огневых испытаниях. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», М.: Машиностроение, № 1, 2001, 3–9 с.
2. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Давыдов О.И. Оценка динамики и управления движением разгонного блока «Бриз-М» при наземной отработке. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», М.: Машиностроение, № 9, 2001, 6–10 с.
3. Евсеев О.В., Кравченко В.А. Применение ЭВМ в управлении технологическими процессами. Автоматизация и интеллектуализация производств., М.: издание МГОУ А/О Росвузнаука, 1992, 246 с.
4. Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудинов С.В., Питомец Е.М. Визуализация процессов перераспределения топлива в двигательной установке космического аппарата в задачах управления при его функционировании. Тезисы доклада на Всероссийской научно-технической конференции «Новые материалы и технологии НМТ-2000», 24–25 октября 2000 года, М.: издание «МАТИ» – РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2000, с.142.
5. Бизяев Р.В., Герасимов Н.М., Кудинов С.В. Перераспределение топлива в системе питания космического аппарата силами упругости сильфонных оболочек баков., Тезисы доклада на Третьем Международном аэрокосмическом конгрессе IAC'2000», 23–27 августа 2000 г., М.: издание Международного фонда попечителей Московского государственного авиационного технологического университета им. К.Э. Циолковского, 2000, с. 177.

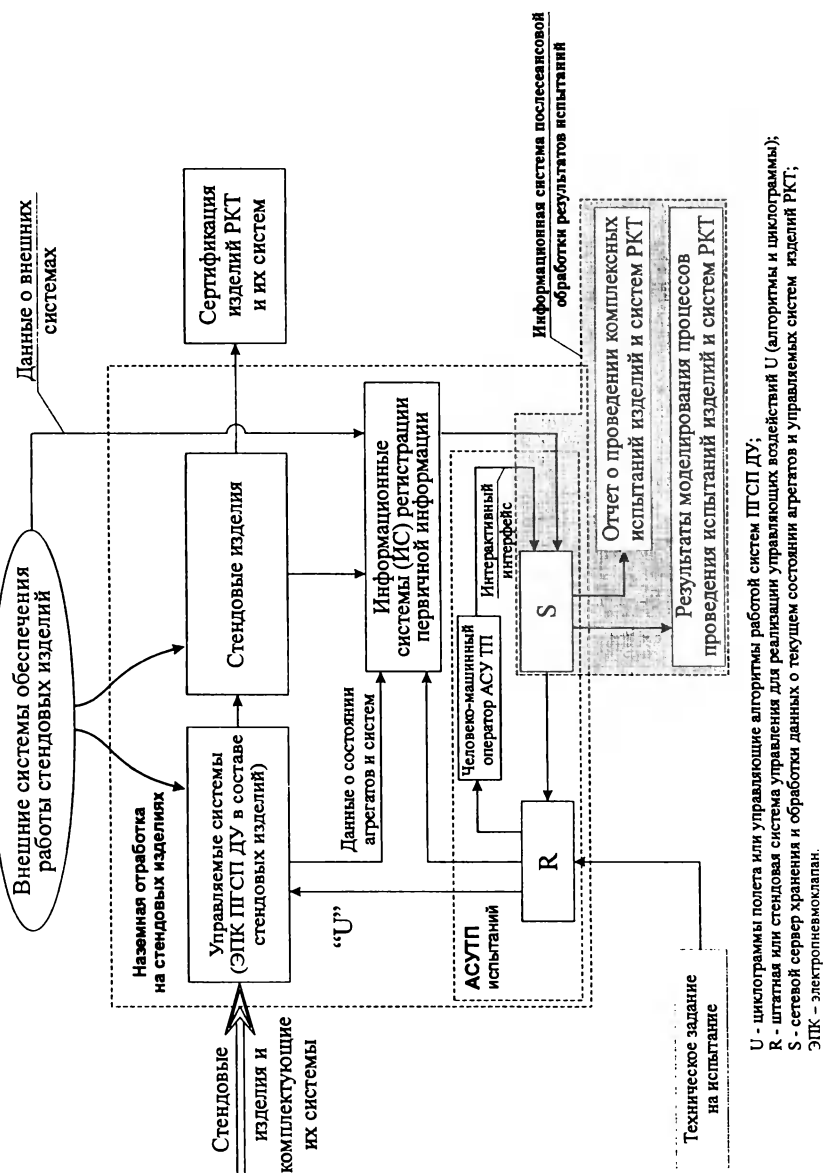
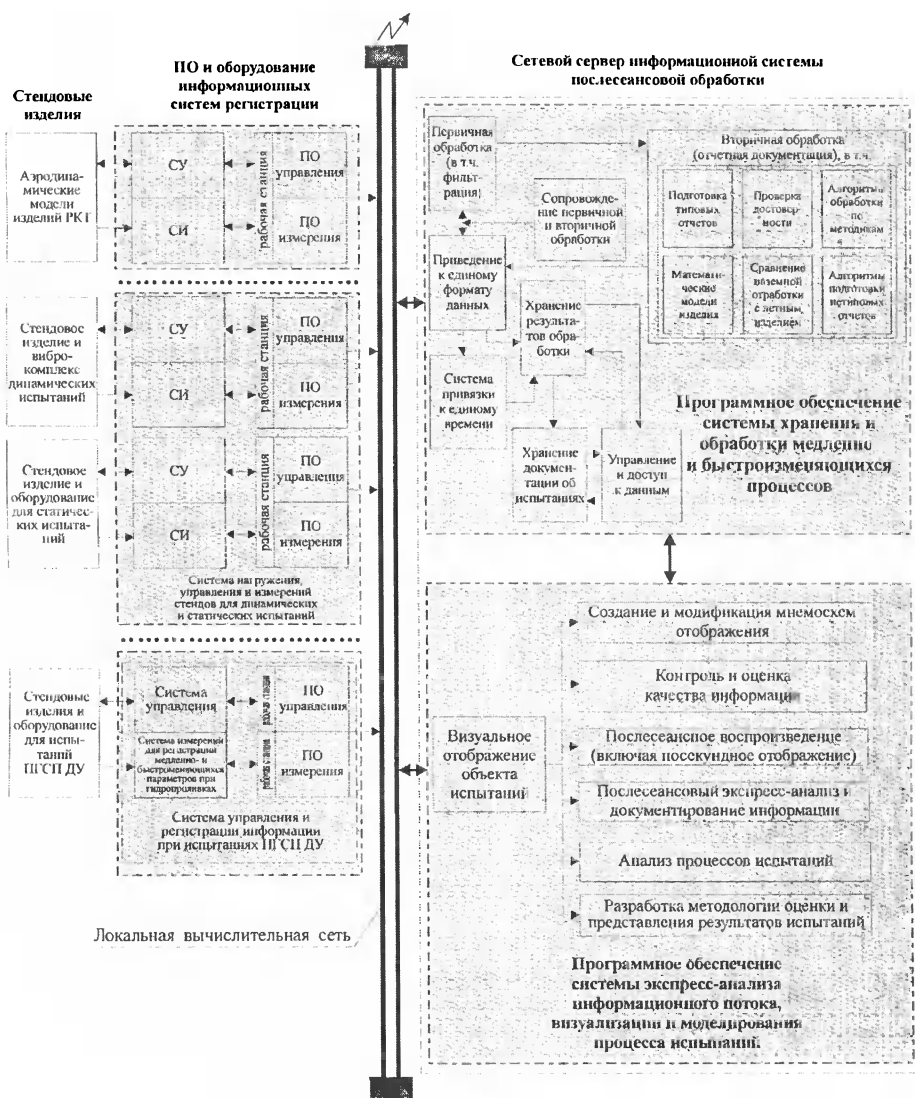


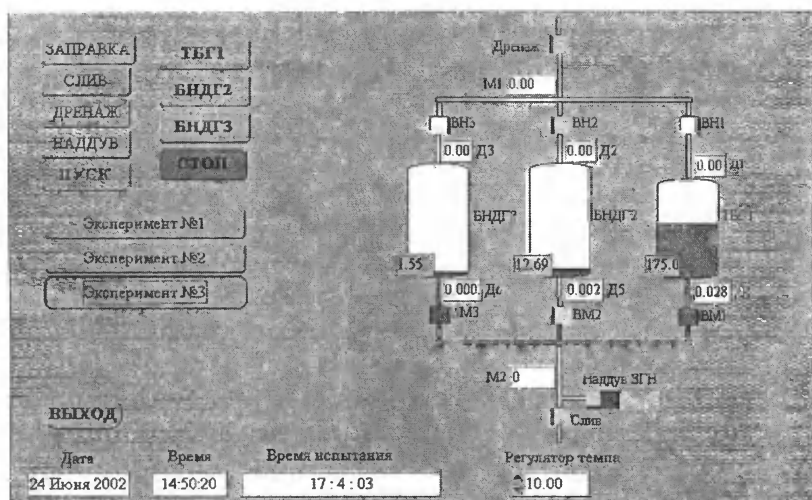
Рис. 1. Концептуальная модель наземной обработки изделий РКТ



#### Условные обозначения:

ПГС ПДУ – пневмогидросистема подачи компонентов топлив в двигательную установку изделия РКТ;  
 СУ – система управления;  
 ПО – программное обеспечение;  
 СУ – система управления;  
 СИ – система измерения

Рис. 2. Принципиальная схема информационной системы послесекансовой обработки результатов испытаний



Условные обозначения:

Д1 ... Д6 - датчики давления;  
 М1, М2 - манометры;  
 ВМ1 ... ВМ3 - вентили жидкостной полости;  
 ВН1 ... ВН3 - вентили газовой полости;  
 ТБГ1, БНДГ2, БНДГ3 - топливные баки с сифонным вытеснителем;  
 ЗГН - горловина заправочная.

Рис. 3. Мнемосхема имитации процесса передачи топлива между баками «БНДГ2» и «ТБГ1» ПГСП ДУ ФГБ «Заря» (бак «БНДГ3» в процессе передачи топлива условно не участвует)

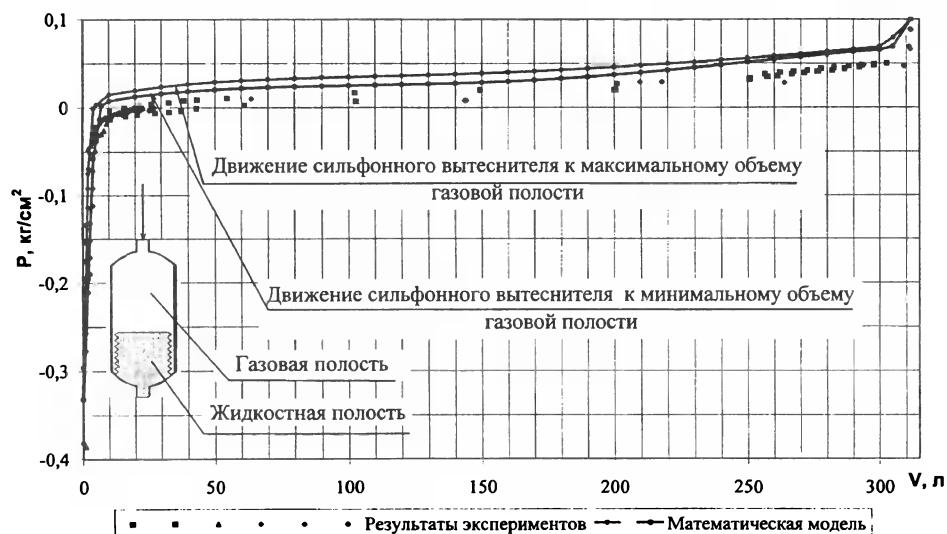


Рис. 4. Пример автоматизированного оформления результатов обработки экспериментов по определению упругих сил сифонной оболочки бака ТБГ1

## Оценка динамики и управления движением разгонного блока «Бриз-М» при наземной отработке

*Д.т.н. Альбрехт А.В., к.т.н. Баталин Н.Н., д.т.н. Бизяев Р.В.,  
д.т.н. Владимиров А.В., Давыдов О.И.*

Надежность российских ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) в значительной степени обуславливается качеством наземной отработки (автономной и комплексной) изделий ракетно-космической техники (РКТ).

При создании новых изделий РКТ как объектов управления очень важно проведение комплекса работ по исследованию систем управления с исполнительными элементами обеспечения устойчивости полета с заданными запасами, требуемого качества переходных процессов, оптимизации расходов топлива и т.д.

Проблема отработки динамики объектов РКТ включает методический, технический и организационный аспекты [1]:

- **методический аспект** подразумевает разработку руководств по расчету динамики полета, методик определения динамических свойств РН и РБ как объектов управления, а также методик исследования устойчивости движения;
- **технический аспект** подразумевает создание и использование различных стендов полунатурного моделирования динамики полета РН и РБ и стендов математического моделирования управляемого движения РН и РБ как объектов управления;
- **организационный аспект** подразумевает формирование и реализацию основных принципов взаимодействия различных фирм, участвующих в разработке, наземной отработке и экспертизе по вопросам динамики РН и РБ.

В процессе разработки разгонного блока «Бриз-М» в КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и на этапах экспериментальной отработки решение задач автономных исследований динамических свойств элементов замкнутого контура управления дополнялось этапом комплексной наземной отработки динамики полета на **динамических стендах полунатурного моделирования**.

Практика наземной отработки показывает, что на этапе верификации различных параметров динамики полета необходимо учитывать большое число разнородных данных, обладающих разными степенями достоверности, полученных в ходе проектной разработки специалистами в различных областях знаний. После полунатурного моделирования обычно вносятся уточнения, повышающие достоверность этих данных.

При создании современных РБ весьма важными и сложными являются проблемы учета воздействий на РБ, обусловленные подвижностью жидкости в топливных баках и ее взаимодействием с упругим корпусом [2].

При полунатурном моделировании динамики системы управления РБ решается комплекс проблемных вопросов в том числе верификация параметров управления, включая контроль жесткостных характеристик рулевого тракта (т.н. коэффициент динамичности, частота среза), определение запасов устойчивости при критических значениях коэффициентов усиления, анализ адекватности математических моделей элементов контура управления и возмущающих воздей-



ствий, прогноз выполнения всех требований по динамике полета и отделении космического аппарата (КА).

Решение указанных проблем требует тщательного исследования динамических свойств рассматриваемого объекта как упругой конструкции с полостями, частично заполненными жидкостью.

В результате составляется и верифицируется **математическая модель возмущенного движения объекта**, с достаточной точностью отражающая его динамические свойства в интересующем диапазоне частот, и определены ее параметры.

Решение этой задачи связано с необходимостью учета принципиальных особенностей разрабатываемых конструкций, влияющих на динамические свойства замкнутой системы «корпус РБ – жидкость – автомат стабилизации – поворотная ДУ».

Динамический стенд полунатурного моделирования, созданный специалистами КБ «Салют» и МОКБ «Марс», представляет собой одно из рабочих мест в полной технологической цепочке процесса отработки системы управления РБ «Бриз-М» в замкнутом контуре регулирования и дальнейшего сопровождения в штатной эксплуатации РБ с различными полезными нагрузками в части вопросов динамики и устойчивости движения.

Динамический стенд является единственным рабочим местом, где могут быть получены амплитудно-, фазочастотные характеристики (АФЧХ) рулевых трактов, включающие штатные приборы управления рулевыми приводами и штатные рулевые приводы в составе штатных хвостовых отсеков РН и РБ.

При исследовании динамики замкнутого контура управления изделием на динамическом стенде решаются следующие основные задачи:

- проверка функционирования штатной аппаратуры управления рулевых приводов совместно с реальными рулевыми трактами;
- определение АФЧХ штатных рулевых трактов;
- создание и подтверждение математических моделей рулевых трактов для включения их в программы расчетов динамических характеристик замкнутого контура;
- проверка функционирования штатных алгоритмов системы управления изделием совместно с математическими моделями изделия и исполнительных органов изделия;
- анализ работоспособности комплекса «РБ + система управления» для различных вариантов полезной нагрузки, представленной имитационными моделями;
- уточнение параметров динамической схемы;
- моделирование нештатных ситуаций.

Основное внимание уделяется наиболее характерным и динамически сложным участкам выведения:

- отделение РБ от РН;
- отделение дополнительного топливного бака от РБ;
- отделение КА от РБ;
- участки работы маршевого двигателя (т.н. «активные» участки полета).

Динамический стенд полунатурного моделирования позволяет исследовать работу штатной системы управления (СУ) в замкнутом контуре управления со

штатными рулевыми приводами, установленными на штатной поворотной ДУ, и вместе с штатной СУ и электронными блоками динамической модели РБ «Бриз-М» представляют собой единое рабочее место для отработки динамики полета РБ с реальной СУ и реальными рулевыми приводами.

Блок-схема динамического стенда полунатурного моделирования тракта управления РБ «Бриз-М» представлена на рис. 1. На рис. 2 представлен внешний вид отдельных элементов динамического стенда.

Совместная с МОКБ «Марс» программа испытаний позволила провести несколько циклов испытаний по реализации полной циклограммы выведения конкретных КА. Номинальный, а также крайние режимы циклограммы выведения характеризовались различным сочетанием параметров (в том числе наиболее неблагоприятных для работы СУ). Все циклы реализации циклограммы выведения выполнялись без аварийных прерываний циклограммы выведения.

В результате проведенных исследований при различных сочетаниях разбросов параметров динамической схемы объекта с учетом жидкого наполнителя параметров энерговооруженности и тяги поворотного маршевого двигателя подтверждена устойчивость и управляемость РБ «Бриз-М».

Комплексная проверка программного обеспечения бортовой системы управления РБ в замкнутом контуре в режиме имитационного моделирования движения РБ с реальными рулевыми приводами на выбранных характерных режимах испытаний показала выполнение всех требований к СУ в части выполнения циклограммы полета и полетного задания.

Параметры циклограммы выведения и результаты полунатурного моделирования визуализировались на экране (мониторе) **стендовой системы измерений и регистрации параметров полета.**

В настоящее время динамический стенд полунатурного моделирования позволяет проводить проверку параметров циклограммы выведения до полета РБ. Но практически тот же набор программно-аппаратных средств с небольшой доработкой позволяет также в реальном масштабе времени полета отслеживать на стенде по принятой **телеметрической (ТЛМ) информации реального полета** фактические параметры выведения.

Схема оперативного сравнения информации полетного задания с ТЛМ-информацией реального полета, формирования базы данных отклонений параметров реального полета от параметров полетного задания и передачи информации программно-математическому комплексу (ПМК) моделирования характеристик, реализованному на стендовой системе измерения и регистрации, представлена на рис. 3.

Пример записи динамических параметров при имитационном моделировании на динамическом стенде, совмещенный с результатами реального полета по данным ТЛМ информации полета, представлен на рис. 4.

## ЛИТЕРАТУРА

1. А.Т. Горяченков, В.Г. Динеев, О.П. Клишев, Э.А. Колозезный. «Отработка динамики и управления движением ракет-носителей», специальный выпуск журнала «Качество ракетно-космической техники», № 25, Машиностроение (Россия) и КНЕС (Франция), 1994, с. 74 – 84.

2. А.В. Владимиров. «Лабораторно-стендовая отработка динамических схем жидкостных ракет», – М.: Издательство «ЛАТМЭС – МАТИ», 1999. – 176 с.: ил.

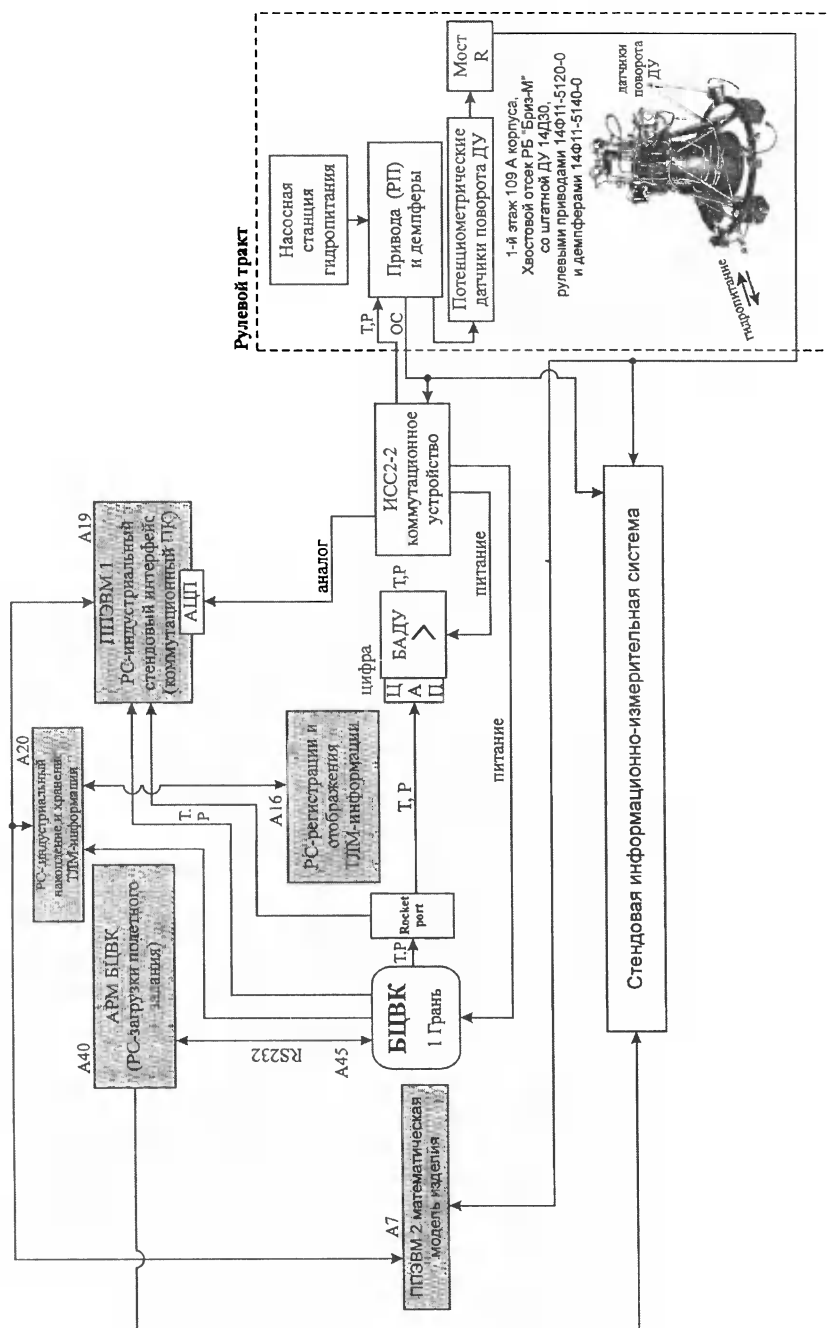
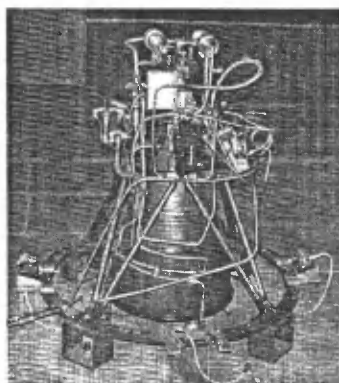


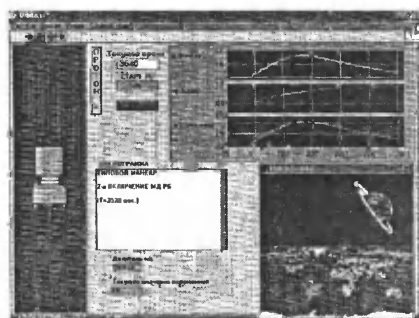
Рис. 1. Блок-схема динамического стенда полунатурного моделирования тракта управления РБ «Бриз-М»



Су и динамические модели РБ  
«Бриз-М»



Рулевой тракт на динамическом стенде полунатурного моделирования СУ изделия «Бриз-М»



Компьютерное изображение результатов испытаний  
на примере  $T = 3540$  сек полета РБ «Бриз-М»  
с помощью стендовой системы регистрации

Рис. 2. Компоненты динамического стенда полунатурного моделирования работы  
СУ РБ «Бриз-М»

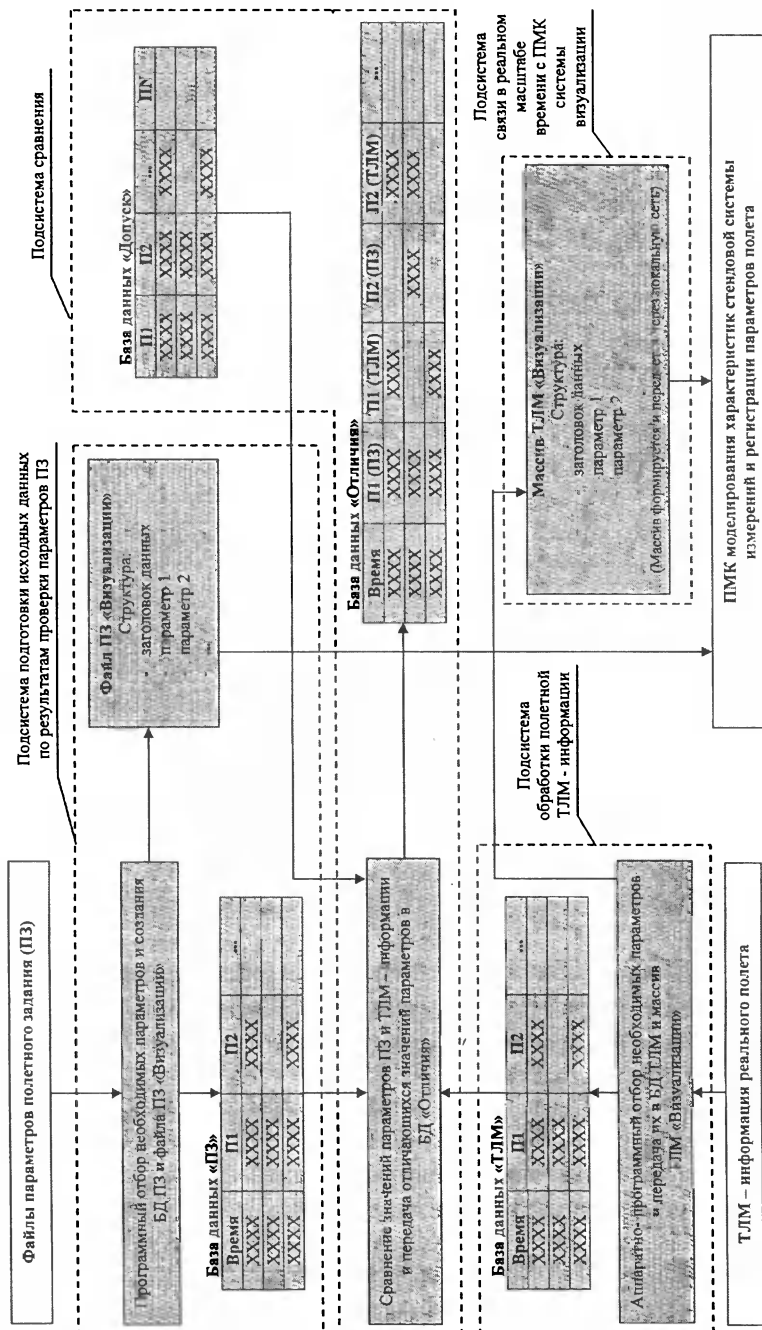


Рис. 3. Состав ПМК моделирования характеристик стеновых систем управления на динамическом стенде полнатурного моделирования траекта управления РБ «Бриз-М»

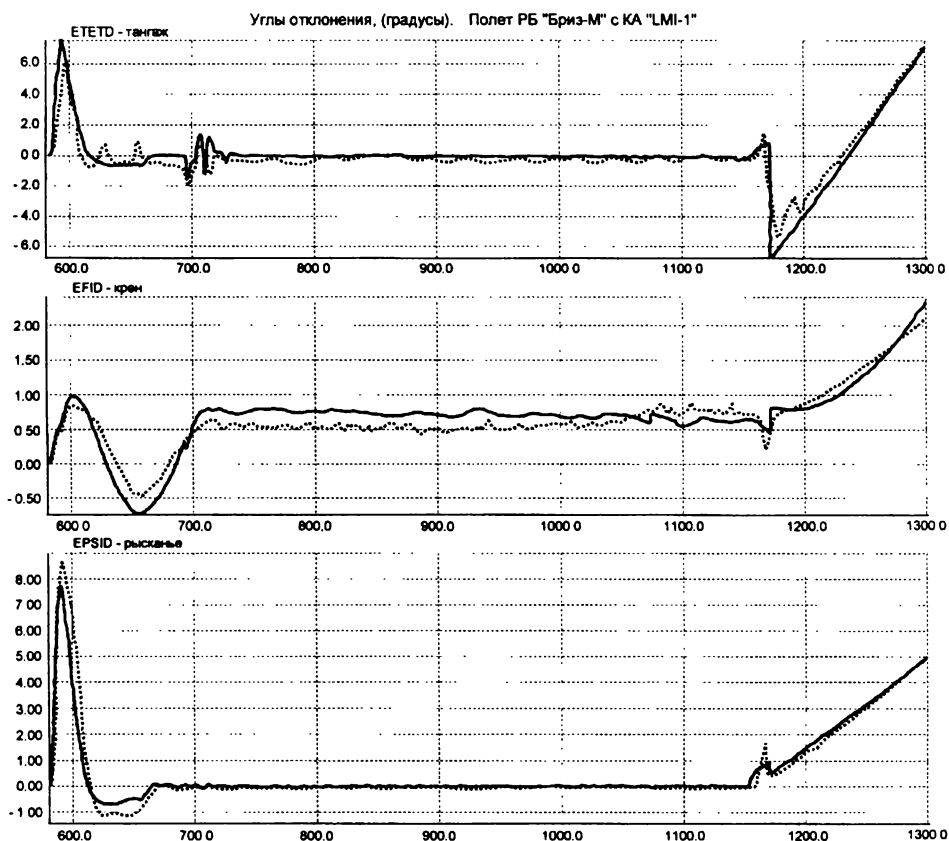


Рис. 4. Совместное рассмотрение параметров «тангаж», «крен» и «рысканье» на этапе отделения РБ «Бриз-М» с КА «LMI-1» от РН по результатам имитационного моделирования («—») и результатов ТЛМ-информации реального полета («-----»)

### Совместная отработка двигательной установки со штатной системой управления перспективных разгонных блоков при огневых испытаниях

*Д.т.н. Недайвода А.К., д.т.н. Альбрехт А.В., Киселев Л.Н., д.т.н. Бизяев Р.В.*

Российская Федерация в интересах Республики Индия создает криогенный разгонный блок (КРБ), являющийся 3-й ступенью создаваемой в Индии новой ракеты-носителя GSLV. В качестве компонентов рабочего тела используются жидкие кислород и водород.

Одной из значительных задач, требующих решения российской стороной, является создание двигательной установки (ДУ) КРБ, включающей непосредственно жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) и пневмогидравлическую систему

подачи компонентов рабочего тела (ПГСП) к ЖРД. При этом индийская сторона в рамках этого контракта обязана создать системы управления (СУ) и бортовую информационно-измерительную систему (ИИС) КРБ.

Такое разделение труда привело к возникновению сложной ситуации, связанной с экспериментальной отработкой блока КРБ при «огневых» испытаниях.

При традиционном подходе «огневые» испытания ДУ должны проводиться с помощью стендовых СУ и ИИС, что существенно облегчает создание и реализацию технологического процесса подготовки и проведения испытаний.

Однако применительно к испытаниям КРБ возникает неопределенность, связанная с процессом проведения испытаний в комплексе со штатной СУ и бортовой (тоже штатной) ИИС КРБ даже при условии их автономной отработки. При этом необходимо учитывать жесткие временные и финансовые ограничения, наложенные контрактными обязательствами, а также наличие лингвистических проблем, связанных с выработкой единой терминологической базы, определение понятий контроля, испытаний и управления и т.д.

В ходе рассмотрения перечисленных проблем экспертами двух стран принято решение, утвержденное руководством проекта, задействовать штатные СУ и ИИС при комплексных «холодных» и «огневых» испытаниях ДУ КРБ. Реализация этой технической идеи не имела аналогов в России. Цели и задачи испытаний ДУ трансформировались в цели и задачи испытаний макросистемы ДУ главкосмоса (ГК) России с СУ и ИИС космического агентства Индии (т.н. Электроника ИСРО).

Комплексные испытания макросистемы ДУ с электроникой ИСРО проводились с целью доведения характеристик ДУ и электроники ИСРО в части СУ и ИИС до заданных требований. При этом предполагалось обеспечить возможность многократной повторяемости результатов при автономных и комплексных испытаниях с учетом заданных ограничений, связанных с ресурсоемкостью отдельных компонентов ДУ при работе с СУ и ИИС ИСРО.

Справедливости ради следует отметить, что до совместного функционирования в составе макросистемы ДУ (ГК) и СУ с ИИС (ИСРО) имелся некоторый задел экспериментально-опытных данных, полученных при автономной обработке (рис. 1.).

Так при доводке ПГСП ДУ была проведена автономная отработка агрегатов ПГСП, а также комплексные испытания ПГСП совместно с электроникой ИСРО в составе стендового изделия при «холодных» проливках.

Что касается электроники ИСРО, то она предварительно прошла отработку и комплексные испытания совместно с электрическим макетом борта КРБ в Индии. Целью этих испытаний было достижение гарантированной реализации алгоритмов работы ПГСП, а также бесперебойной и достоверной регистрации телеметрической информации в соответствии с заданными требованиями со стороны ИСРО.

После успешной демонстрации достигнутых результатов электроника ИСРО в комплектации близкой к штатной (приборный отсек GSLV-EB, аппаратура второй ступени GSLV - IS 2/3) в части управления ДУ и регистрации телеметрических параметров ДУ при «холодных» и «огневых» испытаниях стендовых из-

делий была поставлена в Россию совместно с контрольным наземным оборудованием. Одновременно с этой работой проходила дальнейшая отработка и доведение ЖРД «КВД-1», разработки КБХМ, а также РСК и РКС. Целью этих испытаний являлось достижение и демонстрация заданных тактико-технических характеристик при функционировании в условиях близких штатным.

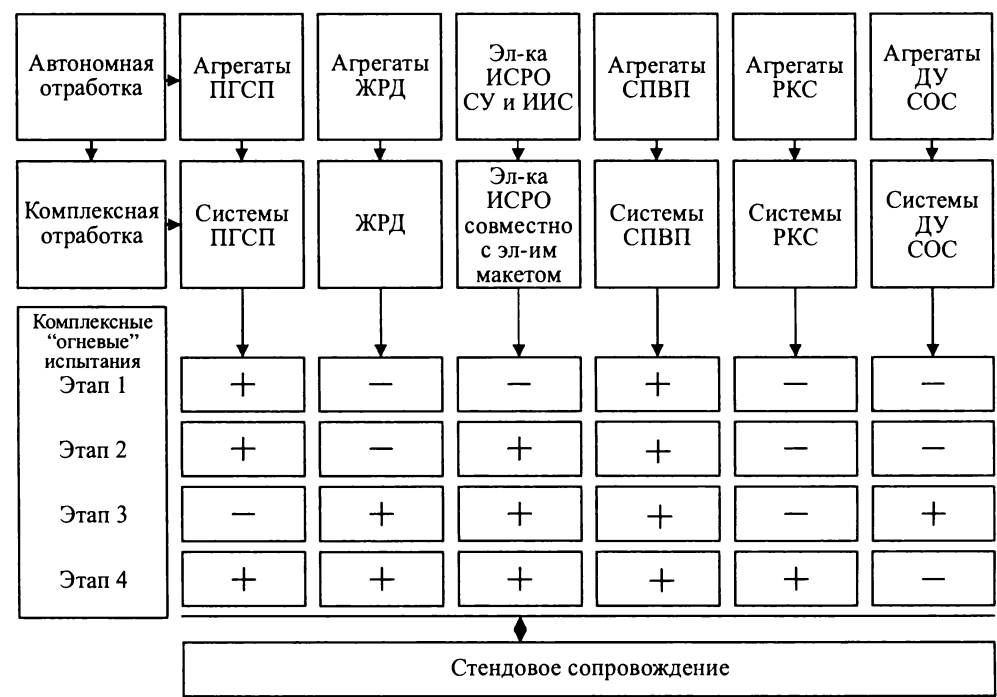


Рис. 1. Структура экспериментальной СУ блока КРБ со штатной СУ и бортовой ИИС

При этом, для преодоления языкового и терминологического барьера, было принято решение о задействовании электроники ИСРО на более ранних стадиях, то есть при комплексных так называемых «холодных» испытаниях ПГСП. Данная работа была успешно проведена для проверки российских и индийских интерфейсов при испытаниях ПГСП на стендовой базе конструкторского бюро «Салют» государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева.

Сложность реализации данного проекта, как уже отмечалось, заключалась в сочетании казалось бы не пересекающихся интересов. Так, для достижения целей «огневых» испытаниях ДУ электроника ИСРО являлась с точки зрения специалистов ДУ стендовой системой, обеспечивающей работу ДУ на всех запланированных режимах. В тоже время для достижения целей при «огневых» испытаниях электроники ИСРО, ДУ являлась с точки зрения специалистов, сертифицирующих электронику ИСРО, стендовой системой.

При этом, для безусловно безаварийного исхода испытаний для стенда и изделия КРБ техническое руководство приняло к реализации концепцию проведе-



ния работ по принципу «от простого к сложному». Цикл подготовки к «огнево-му» испытанию был разбит на 4 этапа, т.е. осуществлялся принцип многоразовости и многостадийности (табл. 1 и табл. 2).

Этап 1 – отработка системы пожаровзрывобезопасности (СПВП) – работа № 2.

Этап 2 – «холодные проливки» – Вн +N<sub>2</sub> (работа № 3), заправка бака «О» ки-слородом (работа № 4), заправка бака «Г» водородом (работа № 5).

Этап 3 – «холодные пуски» ДУ – раскрутка турбины ТНА без запуска КВД-1 (работа № 6, № 7).

Этап 4 – огневые испытания ДУ.

Таблица 1

**Состав и задачи испытаний, реализуемые с электроникой ИСРО на КРБ**

| № п/п | Задачи испытаний                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | II этап             |   |   | III этап            |   | IV этап             |
|-------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------|---|---|---------------------|---|---------------------|
|       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | «Холодные проливки» |   |   | «Холодные пуски» ДУ |   | «Огневые испытания» |
|       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      | Вн +А               | К | В |                     |   |                     |
| 1     | 2                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | 3                   | 4 | 5 | 6                   | 7 | 8                   |
| 1     | Определение работоспособности и эффективности СПВП (СОТР): (вентиляция сухих отсеков изделия; продувка сухих отсеков изделия подогретым азотом; оценка электрической безопасности изделия; подтверждение работоспособности ДУ СОС: определение теплового режима конструкции, тестовое включение микродвигателей)                                                                                                                                                                                                                                                                                                     | +                   | + | + | ⊕                   | ⊕ | ⊕                   |
| 2     | Зарядка газом бортовых шаробаллонов наддува, управление и сброс давления из них: зарядка баллонов холодным гелием; сброс остатков давления из баллонов; аварийный сброс из баллонов; аварийный сброс остатков давления из баллонов через пироклапаны                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | +                   | + | - | +                   | + | -                   |
|       | Газовая подготовка ПГС ДУ и продувки блоков БРС и бортовых магистралей                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               | +                   | + | + | +                   | + | ⊕                   |
| 3     | Заправка баков «О» и «Г»: захолаживание баков; заправка баков; определение физико-технических параметров операций заправки таких как: снижение температуры водорода сбросом давления из бака «Г», определение среднемассовой температуры, корректировка уровня компонента и т.д.; вентиляция газовой полости бака «О» холодным гелием перед началом проведения операции термостатирования; захолаживание магистрали ОН (до температуры T=100...120 K) перед вентиляцией газовой полости бака «О»; термостатирование бака «О»; а также отработка циклограммы проведения пред-пусковых операций; определение массы КТ, | -                   | + | - | +                   | + | ⊕                   |

| №<br>п/п | Задачи испытаний                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  | II этап                |   |   | III этап                       |   | IV<br>этап                       |
|----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|---|---|--------------------------------|---|----------------------------------|
|          |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | «Холодные<br>проливки» |   |   | «Холод-<br>ные<br>пуски»<br>ДУ |   | «Ог-<br>невые<br>испы-<br>тания» |
|          |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | Вн<br>+А               | К | В |                                |   |                                  |
| 1        | 2                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | 3                      | 4 | 5 | 6                              | 7 | 8                                |
|          | испаряемой из баков «О» и «Г» после корректировки уровня до КП; определение времени вентилизации газовой подушки бака «О» холодным гелием до достижения температуры газа T=120...130 К после корректировки уровня; определение достаточности времени проведения операций повторного захлаживания магистралей заправки при отмене пуска                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | -                      | + | + | +                              | + | ⊕                                |
| 4        | Стоянка после заправки баков «О» и «Г»: имитация полетного времени; определение теплопритоков к топливу в баках «О» и «Г», захлаживание расходных магистралей «О» и «Г»: предстартовое захлаживание гелием; полетное захлаживание компонентами топлива и паром из бака «Г»                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        |                        |   |   |                                |   |                                  |
| 5        | Подтверждение расчетных тепловых и гидравлических характеристик, а также нормального функционирования в заданной последовательности агрегатов ПГС ДУ по штатной циклограмме, например: 1) сливы компонентов топлива из баков «О» и «Г»: «холодный слив» через магистрали аварийного слива; через расходные магистрали; через магистрали заправки; аварийный слив; определение гидродинамических характеристик магистралей; определение времени слива и продувки магистралей после корректировки уровня; 2) наддувы баков «О» и «Г»: наземный; бортовой штатный; аварийный; 3) дренаж баков «О» и «Г»: бортовой штатный; аварийный; дополнительный |                        |   |   |                                |   |                                  |
|          | Набор статистических данных о характеристиках ДУ и о надежности функционирования систем и агрегатов ПГС ДУ                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                        | +                      | + | + | +                              | + | +                                |
|          | Подтверждение достаточности принятых ресурсов работы ПГС ДУ при имитации работ по штатной циклограмме                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                             | +                      | + | + | +                              | + | +                                |
|          | Дефектация агрегатов систем и двигателя по окончании испытаний (КВД-1 в КБХМ)                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |                        |   |   |                                |   |                                  |
|          | Проверка разработанного технологического процесса подготовки и проведения стендовых испытаний изделия, оценка эффективности и достаточности контроля технического состояния изделия до и после испытаний                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          | ⊕                      | ⊕ | ⊕ | ⊕                              | ⊕ | ⊕                                |

| №<br>п/п | Задачи испытаний                                                                                                                                                                          | II этап                |   |   | III этап                       |   | IV<br>этап                       |
|----------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------------|---|---|--------------------------------|---|----------------------------------|
|          |                                                                                                                                                                                           | «Холодные<br>проливки» |   |   | «Холод-<br>ные<br>пуски»<br>ДУ |   | «Ог-<br>невые<br>испы-<br>тания» |
|          |                                                                                                                                                                                           | Вн<br>+А               | К | В |                                |   |                                  |
| 1        | 2                                                                                                                                                                                         | 3                      | 4 | 5 | 6                              | 7 | 8                                |
|          | Настройка алгоритмов в условиях натуральных компонентов. Алгоритмы, выполняемые СУ ИСРО                                                                                                   |                        |   |   |                                |   |                                  |
|          | Алгоритмы, выполняемые СУС ВЗ: как объекты испытаний; в режиме дежурства. Подтверждение правильности заданной циклограммы и алгоритмов (с оценкой временных характеристик) работы ПГСП ДУ |                        |   |   |                                |   |                                  |
|          | Подтверждение правильности заданной циклограммы и алгоритмов (с оценкой временных характеристик) работы ПГСП ДУ                                                                           | +                      | + | + | □                              | □ | □                                |

Условные обозначения:

- 1) Вн+А – испытание с неполной заправкой жидким водородом бака «Г» и жидким азотом бака «О»;
- 2) К – испытание с заправкой бака «О» кислородом;
- 3) В – испытание с заправкой бака «Г» водородом;
- 4) + – решение задач с отработкой режимов функционирования систем;
- 5) ⊕ – решение задач с набором статистики по подтверждению функционирования систем;
- 6) □ – решение задач с оценкой работы системы в дежурном режиме;
- 7) - – решение задач не проводится.

Таблица 2

| №<br>п/п | Задачи испытаний                                                                                                                      | II этап                        |                                |                                | III этап                                      |                                               | IV<br>этап                       |
|----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|-----------------------------------------------|-----------------------------------------------|----------------------------------|
|          |                                                                                                                                       | «Холодные<br>проливки»         |                                |                                | «Холодные<br>пуски» ДУ                        |                                               | «Ог-<br>невые<br>испы-<br>тания» |
|          |                                                                                                                                       | Вн+А                           | К                              | В                              |                                               |                                               |                                  |
| 1        | 2                                                                                                                                     | 3                              | 4                              | 5                              | 6                                             | 7                                             | 8                                |
| 1        | Отработка и оценка методологии проверки бортовой электроники ИСРО после стыковки с электрооборудованием КРБ                           | +                              | +                              | +                              | +                                             | +                                             | +                                |
| 2        | Проверка возможности и качества управления ДУ КРБ со стороны системы управления ИСРО в соответствии с частными техническими заданиями | в<br>части<br>слива            | в<br>части<br>слива            | в<br>части<br>слива            | +                                             | +                                             | +                                |
| 3        | Проверка ИИС ИСРО в части информационной достаточности на этапах заправки, функционирования и отогревания ДУ КРБ                      | заправка, слив,<br>отогревание | заправка, слив,<br>отогревание | заправка, слив,<br>отогревание | заправка, раскрутка ТНА, слив,<br>отогревание | заправка, раскрутка ТНА,<br>слив, отогревание | +                                |

При этом соблюдалось правило – переход к следующему этапу возможен только при условии успешного завершения предыдущего.

В случае, если во время одного из экспериментов возникает нештатная ситуация не приводящая к аварийному исходу, то эксперимент продолжается.

Концептуально было принято решение о выявленных замечаниях в ходе проведения экспериментов – если отмеченные недостатки не связаны с функционированием собственно ДУ или электроники ИСРО как органа управления, то не повторять эксперимент. То есть демонстрации правильности функционирования недоминантной системы при устраненном дефекте не требуется.

Данное положение позволило существенно сократить технологическую наработку основных функциональных элементов ДУ и электроники ИСРО.

Так же с целью обеспечения безусловной безопасности на момент конкретного эксперимента электроникой ИСРО было принято решение задействовать пирозлементы, участвующие только в данном эксперименте. Коммутирующие цепи остальных пирозлементов отключаются от стендового изделия, соответствующие каналы электроники ИСРО подсоединяются к электрическому макету борта КРБ. Указанное решение немного увеличивает технологический цикл подготовки конкретного эксперимента, но при проведении эксперимента испытатели застрахованы от несанкционированного срабатывания пирозлементов, незадействованных в этом эксперименте.

Тем самым, неявным образом, агрегаты ПГСР и электроники ИСРО со своим наземным контрольным комплексом, а также электрический макет борта КРБ и стендовые системы обеспечения должны были автоматически подвергнуться испытаниям на ресурс, объем которых обуславливался результатами проводимых экспериментов.

С другой точки зрения, данные испытания являются дорогостоящими и уникальными в силу своей одноразовости (вся работа должна быть проведена на одном стендовом изделии и на одном рабочем месте).

Поэтому для обеспечения информационной избыточности, позволяющей гарантированно получить достоверную информацию об эксперименте, стендовое изделие, предназначенное для «огневых» испытаний, оснащалось помимо штатных источников информации стендовыми.

В тоже время определяющая часть штатных параметров была запараллелена при помощи развязывающих усилителей на регистрацию электроникой ИСРО и на стендовые регистраторы.

Что касается трактов управления, то стендовое изделие в целях обеспечения безопасности проведения «огневой» работы дополнительно было оснащено системами аварийного наддува, слива, дренажа, сброса газов наддува, со своими агрегатами управления, закомутированными на стендовую систему управления.

Итак, для обеспечения работы ДУ в составе изделия помимо электроники ИСРО, параллельно задействовалась стендовая система управления, служащая для обеспечения работы стендовых систем и для обеспечения поддержки работы электроники ИСРО в части управления, т.е. обеспечения работы систем, входящих в состав стендового изделия, но не относящихся к штатным. Стенд также оснащался системой аварийной защиты (САЗ) ЖРД КВД-1, которая в случае

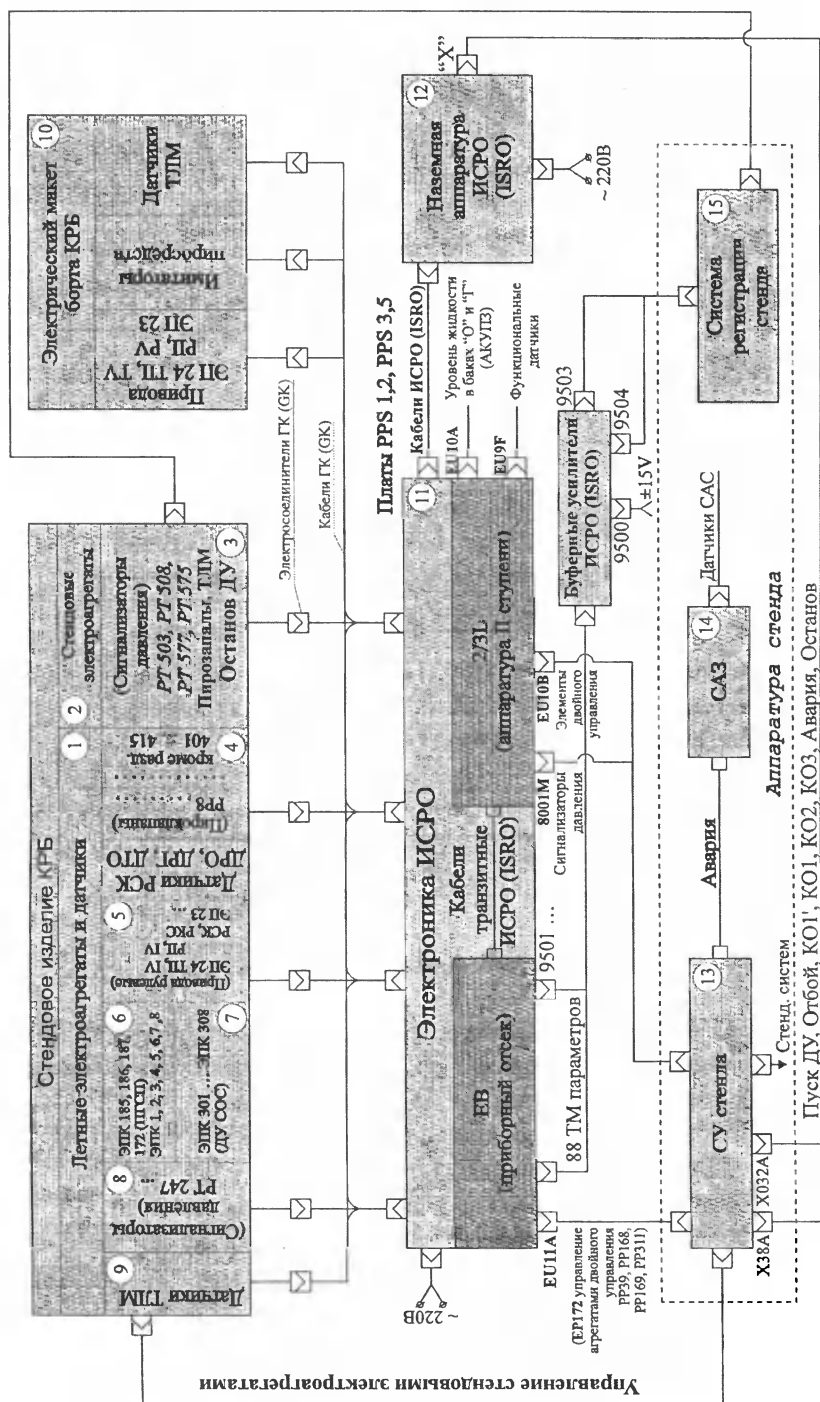


Рис. 2. Структурная схема «огневых» испытаний стендового изделия КРБ совместно с электроникой ИСРО

возникновения аварийной ситуации, связанной с работой энергетической установки, реализовала бы с помощью электроники ИСРО режим аварийной остановки, т.е. режим прекращения испытаний.

Структурная схема «огневых» испытаний стендового изделия совместно с электроникой ИСРО представлена на рис. 2.

Информационная мощность конкретного эксперимента слагалась из двух потоков – управления и измерения. При этом поток управления формировался в соответствии со схемой, представленной на рис. 3.

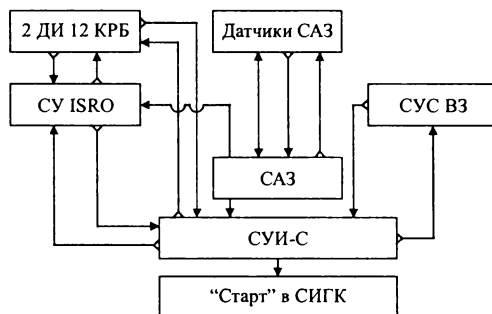


Рис. 3. Структура потока управляющих сигналов при «огневых» испытаниях КРБ

В соответствии с конструкцией ПГСП и КВД-1 агрегаты управления дублировались и контролировались по току и напряжениям. Поток измерения формировался в соответствии со схемой, представленной на рис. 4.

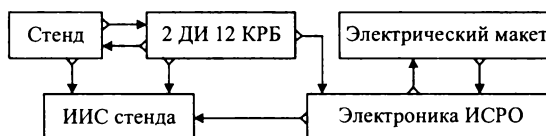


Рис. 4. Структура измерительного потока при «огневых» испытаниях КРБ

Из 135 параметров, принятых к регистрации электроникой ИСРО, показания транслировались через развязывающие усилители в ИИС стенда. К регистрации была принята как аналоговая, так и дискретная информация.

Помимо документального обеспечения, определенного стандартами, для решения конкретно частных задач выпускались:

- частные технические задания на каждый эксперимент,
- перечень мероприятий по парированию аварийных и нештатных ситуаций,
- таблицы «отбойных» параметров применительно к каждому эксперименту,
- три рабочих журнала (один на стендовое изделие, второй на стендовые системы, третий на электрический макет) для фиксации отдельных мероприятий, проводимых на стенде, изделии КРБ, электрическом макете изделия или на электронике ИСРО при пусконаладочных работах перед каждым экспериментом.

Взаимоотношения с электроникой ИСРО, т.е. по существу с индийской стороной строились посредством взаимосогласованных протоколов частных технических заданий.

Дополнительная сложность работ состояла в необходимости поднастройки параметров стендовых систем во время проведения эксперимента, а не после его окончания. Это было вызвано в первую очередь дороговизной компонентов топлива, используемого при испытаниях.

Структурная схема документального сопровождения испытаний представлена на рис. 5.

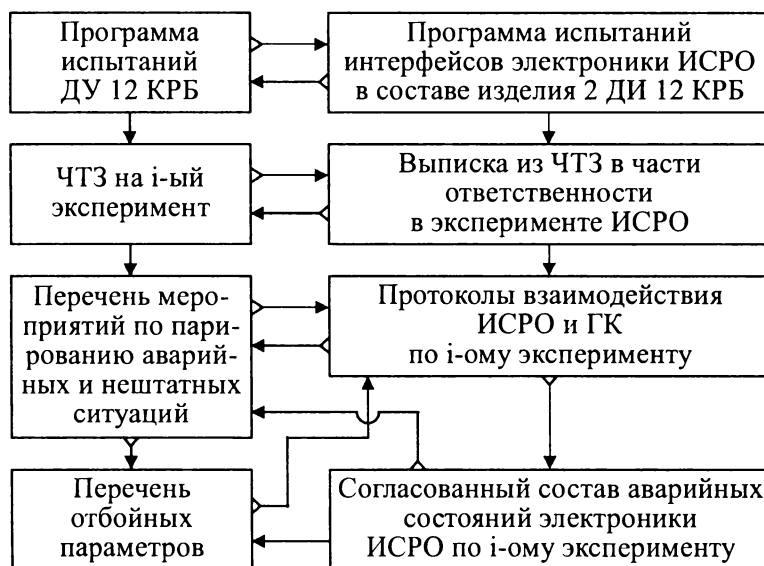


Рис. 5. Структура документального сопровождения «огневых» испытаний КРБ

Целями испытаний являлись:

- отработка ДУ КРБ и уточнение режимов ее работы для первой летной машины,
- проверка интерфейсов и функционирования электроники ИСРО в комплектации близкой к штатной (приборный отсек GSLV-EB, аппаратура второй ступени GSLV-IS 2/3 L) в части управления двигательной установкой,
- проверка системы телеметрических (ТЛМ) параметров ДУ при «холодных» и «огневых» испытаниях изделия КРБ в стендовых условиях.

Для достижения поставленных целей, как в части обрабатываемой ДУ, так и в части электроники ИСРО были поставлены задачи испытаний, решение которых разбили на четыре этапа (см. табл. 1 и 2).

В состав стендового изделия, предназначенного для отработки ДУ, входили штатные функциональные системы такие как системы питания, дренажа, наддува, заправки и слива, пневмоуправления бортовыми агрегатами, ЖРД КВД-1, зарядки и сброса давления; а также дополнительные системы, необходимые для проведения испытаний в наземных условиях. К ним можно отнести: системы

аварийного слива компонентов, аварийного наддува баков, аварийного дренажа баков, аварийного сброса газов из шаробаллонов, аварийной защиты двигателя и т.д.

Стендовое изделие также оснащено переходником для его крепления к стенду, системой отбора проб газа и компонентов топлива из баков «О» и «Г», наличием в СПВП дополнительного коллектора азотного пожаротушения, установленного в двигательной нише бака «О» и т.д.

Электроника ИСРО в части управления осуществляла реализацию лишь штатных алгоритмов управления. Управление дополнительными агрегатами стендового изделия и агрегатами стенда осуществлялось стендовыми средствами. При этом проведены мероприятия по синхронизации работ двух систем управления на каждом из 8-ми экспериментов (см. табл. № 1). Также следует отметить, что электроника ИСРО в части измерения параметров осуществляла регистрацию и обработку лишь штатных параметров заданного для данного стендового изделия. Регистрация и обработка дополнительного объема параметров, а также определенного количества штатных параметров через развязывающие усилители осуществлялась информационно-измерительной системой стенда.

В результате выполнения работ реализован комплекс работ с электроникой ИСРО на этапах подготовки и проведения испытаний, включая монтаж системы проведения автономных проверок электроники ИСРО и элементов интерфейсов электроники ИСРО, обеспечение проведения испытаний, а также участие в проведении ряда вспомогательных работ по проверке бортовых систем в части обеспечения измерений бортовых параметров и управлении бортовыми клапанами, а именно:

**Подготовительные работы:**

подключение электроники ИСРО, проверка кабелей электроники ИСРО и стенда, проверка цепей питания, стыковка интерфейса ИИС стенда - электроника ИСРО, проверка изоляции кабелей, калибровка каналов, оценка погрешностей измерительных каналов.

**СУ и электроника ИСРО подключены к ДУ:**

проверка функционирования электрического интерфейса СУ ИСРО, обмен командами с СУ стенда, СД, управление ЭПК, управление РСК, РКС, регистрация исходных уровней сигналов.

**Проверка перед i-ым испытанием. ( $\forall I \geq 0, 1 \leq i \leq \eta$ ):**

подключение кабелей СУ, автономные проверки функционирования бортовых элементов от СУ ИСРО, комплексные проверки без подключения к изделию, комплексные проверки с подключением к изделию и стенду, подготовка электроники ИСРО к испытанию с проведением контрольных комплексных проверок в день испытания без выдачи команд на стенд.

**Проведение испытаний:**

регистрация циклограммы штатных агрегатов и штатных алгоритмов на этапах 2, 3, 4 (на этапе 2, 3 в части слива через магистрали аварийного слива «работа 3,.....6»). Телеметрическое сопровождение технологических операций заправки и отогрева баков, послесекансная обработка результатов измерений.



## Выводы:

1. Впервые в России проведено «огневое» испытание криогенного разгонного блока Российской разработки со штатными системой управления и информационно-измерительной системой, разработанными и изготовленными за рубежом.
2. В условиях ограниченного ресурса элементов ПГС, ЖРД и электроники ИСРО разработана и реализована технология испытаний, обеспечивающая номинальные штатные и крайние, включая аварийные ситуации, режимы функционирования макросистемы, состоящей из ДУ и СУ с ИИС ИСРО.
3. Реализованная технология испытаний позволила гарантированно подтвердить ресурс агрегатов макросистемы при комплексных «огневых» испытаниях.
4. Приобретенный опыт позволяет рекомендовать и апробировать технологию испытаний макросистемы, состоящую из ДУ и штатной системы управления с информационно-измерительной системой при аналогичных комплексных «огневых» испытаниях при разработке перспективных ракет-носителей и космических аппаратов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Недайвода А.К. «Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники» – М.: Машиностроение, 1998 г. – 240 с.: ил.
2. Альбрехт А.В. «Разработка информационного и технического обеспечения систем наземных испытаний. Информационные технологии в проектировании и производстве» – ВИМИ, вып. 3, 1997 г. – с. 55–59.
3. Бизяев Р.В. «Системная технология диагностирования стендовых изделий РКГ» – М.: МАИ, 1997г. – 164 с.: ил

## **Об оптимизации информационной структуры летательного аппарата как средства снижения затрат на контроль технического состояния**

*Д.т.н., профессор Бизяев Р.В., Давыдов О.И., Калинин С.Ю.*

В условиях тенденции к усложнению бортовых систем (БС) летательных аппаратов (ЛА), сопровождающейся ростом числа контролируемых параметров (КП), целесообразным является построение моделей и разработка методов контроля технического состояния (ТС) БС на основе обобщенных параметров.

При этом важным является вопрос формирования обобщенных параметров (ОП), поскольку потеря информации о значениях первичных контролируемых параметров снижает достоверность контроля и влечет несвоевременное принятие мер по его результатам.

Множество состояний БС ЛА характеризуется множеством признаков, элементы которых суть значения контролируемых параметров:

$$X_0 = \{X_{01}, X_{02}, \dots, X_{0|X_0|}\}, \quad (1)$$

$$X_\Pi = \{X_{\Pi 1}, X_{\Pi 2}, \dots, X_{\Pi |X_\Pi|}\}, \quad (2)$$

где  $X_0$  – множество значений определяющих параметры БС в целом;

$X_\Pi$  – множество значений определяющих параметры  $\Pi$ -ой подсистемы БС,

$$\Pi = 1 \dots K;$$

$K$  – число подсистем сложной системы.

Соответствие множеств признаков множествам состояний устанавливается посредством функций соответствия, зависящих от способа контроля параметров, структуры БС, принятых допущений. В совокупности (1), (2) задают параметрическую модель, являющуюся основой для построения других моделей БС.

В [1] разработана матричная (табличная) модель БС на основе разбиения (1), (2) на непересекающиеся в каждом разбиении подмножества:

$$X_0 = \bigcup_{g_0=1}^{n_0} A_0 g_0, A_0 g_0 = \{x_{0i} | i \in I_{g_0}\}, \quad (3)$$

$$X_0^T = \bigcup_{d_0=1}^{m_0} A_0 d_0, A_0 d_0 = \{x_{0p} | p \in Id_0\}, \quad (4)$$

$$X_n = \bigcup_{g_1=1}^{n_n} A_n g_1, A_n g_1 = \{x_{nj} | j \in Ig_1\}, \quad (5)$$

$$X_n^T = \bigcup_{d_1=1}^{m_n} A_n d_1, A_n d_1 = \{x_{nf} | f \in Id_1\}. \quad (6)$$

где  $I_{(.)}$  – количество элементов в подмножестве  $(.)$ -го множества.

Приведенные разбиения дополним условиями:

$$\left. \begin{aligned} A_{ogo} \cap A_{odo}^m &= X_{ogo} d_0, \\ A_{ngl} \cap A_{ndl} &= X_{ngl} d_1, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где  $g_0, g_1, d_0, d_1$  – те же, что и в (3)...(6).

Последние означают, что разбиения сформировали матрицы из значений контролируемых параметров, строки и столбцы которой суть значения контролируемых параметров БС ЛА.

При допусковом контроле параметров значению каждого параметра ставится в соответствие логическая переменная в соответствии с условием:

$$x_{\dot{\eta}} = \begin{cases} 1, & \text{если значение КП в допуске;} \\ 0, & \text{если значение КП вне допуска,} \end{cases}$$

где  $\dot{\eta} = 1 \dots N$ ,  $N$  – общее число КП БС, определяемое на основании (1) и (2) следующим образом:

$$N = Ix_0 I + \sum_{n=1}^k Ix_n I, n = 1 \dots k$$

На значениях логических переменных наборов подмножеств (3)...(6) сформируем конъюнкции следующим образом:

$$Y_{oi_1} = \bigwedge_{i_1=1}^{I_1} x_{oi_1}, \dots, Y_{oi_{n_0}} = \bigwedge_{i_{n_0}=i_{n_0-1}+1}^{Ix_{oi}I} x_{oi_{n_0}}, \quad (8)$$

$$Y_{nj_1} = \bigwedge_{j_1=1}^{m_1} x_{nj_1}, \dots, Y_{nj_{n_0}} = \bigwedge_{j_{n_0}=m_{n_0-1}+1}^{Ix_nI} x_{nj_{n_0}}, \quad (9)$$

$$Y_{op_1} = \bigwedge_{p_1=1}^{I_1^1} x_{op_1}, \dots, Y_{op_{m_0}} = \bigwedge_{p_{m_0}=I_1^1 m_0 - 1 + 1}^{Ix_{oi}I} x_{op_{m_0}}, \quad (10)$$

$$Y_{nf_1} = \bigwedge_{f_1=1}^{m_1^1} x_{nf_1}, \dots, Y_{nf_{n_n}} = \bigwedge_{f_{n_n}=m_{n_n-1}+1}^{|x_n|} x_{nf_{n_n}}. \quad (11)$$

Совокупность подмножеств (3)...(6) с заданным на нем отношением порядка, фиксирующим место каждого КП с его значением и конъюнкцией (8)...(11), задает матричную модель контроля БС ЛА.

Конъюнкции (8)...(11) представляют собой ОП БС в целом и ее подсистем. По ОП (8) определяется ТС БС в целом с глубиной, задаваемой одним ОП. Так, нулевое значение любой конъюнкции из (8) свидетельствует о выходе значения одного или нескольких КП из набора, формирующего конъюнкцию, за пределы поля допуска (полей допуска) что позволяет определить ТС БС в целом как неработоспособное.

Дополнительная проверка ОП (10) позволяет благодаря условиям (7) найти ОП с нулевым значением из (3) и (4), а тем самым и подсистему БС, в которой появился дефект. Иначе говоря, только по ОП можно проводить контроль работоспособности и поиск дефекта в БС с глубиной до подсистемы БС, КП которой введены в (1). Аналогично по ОП (9), (11) можно определить ТС подсистемы БС с глубиной до элемента ее структуры, КП которой введены в (2).

Таким образом, только по ОП можно осуществлять проверку работоспособности и поиск дефекта в БС с глубиной, определяемой уровнем структуры БС, представленным КП в (1), (2). Общее число ОП равно:

$$L_0 + \sum_{n=1}^k L_n,$$

где  $L_0 = m_0 + n_0$  — из (3) и (4);  
 $L_n = m_n + n_n$  — из (5) и (6).

Минимизация числа ОП, проведенная на основе геометрического программирования [2], позволила получить следующие соотношения, аналогичные для  $L_0(m_0, n_0)$  и  $L_n(m_n, n_n)$  и поэтому неиндексированные:

$$m^* = \begin{cases} m^0, & \text{если } \Delta/n^0 < 1; \\ m^0 - 1, & \text{если } \Delta/n^0 \geq 1; \end{cases} n^0 = m^0 = \lceil \sqrt{|x|} \rceil, n^* = n^0, \quad (12)$$

$$L^* = \begin{cases} m^0 + n^0, & \text{если } \Delta/n^0 < 1; \\ m^0 - 1 + n^0, & \text{если } \Delta/n^0 \geq 1; \end{cases} \Delta = (m^0)^2 - |x|.$$

Снижение затрат на контроль БС по ОП обуславливается минимизацией их числа при заданном количестве КП и снижением длины линий связи источников информации с устройством обработки информации. Количественно эти снижения оцениваются на основании показателей:

$$K_{10} = \frac{|x_0|}{L_0}, K_{1n} = \frac{|x_n|}{L_n}, n = 1 \dots k$$

$$K_1 = \frac{N}{L_0 + \sum_{n=1}^k L_n},$$

$$K_2 = (|x_0| - L_0) \cdot l_1 + \sum_{n=1}^k (|x_n| - L_n) \cdot l_{1n},$$

где  $l_1$  – средняя длина линии связи от формирователя обобщенных параметров БС в целом до устройства обработки информации (УОИ);

$l_{1n}$  – средняя длина линии связи от формирователя обобщенных параметров  $n$ -ой подсистемы БС до УОИ.

Анализ показателей (13)...(15) позволяет сделать вывод о влиянии на них структуры БС, причем увеличение степени интеграции БС как объекта контроля приводит к росту значений показателей. Последнее позволяет сделать вывод о целесообразности построения матричной модели не БС, а структуры бортового оборудования, расположенного в определенном месте на борту ЛА. При этом в состав контролируемой структуры могут входить структурные элементы различных БС.

Решение задачи минимизации средних затрат на контроль технического состояния по обобщенным параметрам предполагает наличие следующих исходных данных:

1. Физических моделей БС ЛА.
2. Перечня КП БС –  $X_1, \dots, X_N$  с выделенным ОП –  $X_0$  и параметрами  $x_n$ ,  $n = 1 \dots k$  для каждой БС.
3. Перечня аварийных параметров  $X_{oa}$  для БС и ЛА в целом.
4. Топографии ЛА с предполагаемым размещением бортовой аппаратуры.
5. Математического ожидания и дисперсии времени на проверку одного

КП –  $M[\Delta\hat{t}]$ ,  $\sigma^2[\Delta\hat{t}]$ .

6. Математического ожидания затрат в единицу времени того или иного вида ресурса на контроль –  $C$ .

В качестве ограничений введены следующие:

1. Длина линий связи системы контроля –  $l_{\max}$ .
2. Минимальное время развития дефекта в аварийную ситуацию по каждому аварийному определяющему параметру –  $tas$ ,  $S = 1 \dots T$ .

Формальная постановка задачи имеет вид:

$$\text{Найти: } L_o, L_{oa}, K^* : C(L_o + L_{oa} + \sum_{n=1}^k L_n) \cdot M[\Delta \hat{t}] \rightarrow \min_{1 \leq K < N} \quad (16)$$

при ограничениях  $L_{oa} \{M[\Delta \hat{t}] + 3\sigma\} \leq tas \min, l \leq l_{\max}$ .

Так как величины  $C, M[\Delta \hat{t}], \sigma^2[\Delta \hat{t}]$  известны, то (16) перепишем в виде:

$$\text{Найти: } L_o, L_{oa}, K^* : (L_o + L_{oa} + \sum_{n=1}^k L_n) \rightarrow \min_{1 \leq K < N} \quad (17)$$

при ограничениях  $L_{oa} \{M[\Delta \hat{t}] + 3\sigma\} \leq tas \min, \quad (18)$

$$l \leq l_{\max}. \quad (19)$$

В отличие от традиционных постановок задач минимизации средних затрат на контроль последние сводятся к оптимальному с точки зрения (17) разбиению контролируемой структуры бортового оборудования ЛА.

Введем следующее определение.

Информационная структура объекта контроля – совокупность источников информации (датчиков) с формирователями обобщенных параметров, линиями связи, размещенных на объекте в определенных местах.

Таким образом задача (17) является задачей синтеза оптимальной информационной структуры ЛА и может быть решена методом последовательных приближений. Сущность метода заключается в декомпозиции информационной структуры ЛА, полагая ее в первом приближении интегрированной в единый «монолит» с последующим снижением степени интегрирования на каждом шаге декомпозиции (приближения) с учетом (18), (19).

Алгоритм, реализующий метод последовательных приближений, включает следующие шаги:

1. На основании топографии ЛА выбрать вариант его информационной структуры с максимально возможной степенью интеграции структурных элементов различных БС.
2. Проверить наличие в перечне КП множества  $X_{oa}$  аварийных ОП, при отсутствии  $X_{oa}$  перейти к шагу 5, в противном случае – к шагу 3.
3. Сформировать первый уровень матричной модели контроля ЛА из  $X_{oa}$ . Вычисление  $L_{oa}$  произвести по формулам (12).
4. Проверить выполнение условия (18). При отрицательном результате перейти к шагу 9, в противном случае – к следующему шагу.

5. Сформировать второй уровень матричной модели контроля ЛА из  $X_0$ . Вычисление  $L_0$  произвести по формулам (12).
6. Проверить в перечне КП наличие множеств  $X_n$ ,  $n = 1 \dots \kappa$ . При отсутствии множеств – перейти к шагу 8, в противном случае – к следующему шагу.
7. Сформировать третий уровень матричной модели контроля ЛА из КП  $X_n$ . Вычисление  $L_n$  произвести по формулам (12).
8. Проверить выполнение условия (19) с учетом того, что  $l = \sum_{i,j} l_{ij}$  – длина линий связи между элементами выбранной на  $i$ -ом шаге информационной структуры. При выполнении условия перейти к шагу 11, в противном случае – к шагу 1.
9. Выполнить операцию усечения –  $x_{oa} \setminus x_{oas}$  для  $x_{oas}$  с  $tas \min$ .
10. Изменить информационную структуру с учетом усечения шага 9. Перейти к шагу 3.
11. Конец.

Предлагаемый укрупненный алгоритм реализует метод, в основе которого с целью минимизации затрат формируется информационная структура ЛА.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. М.: Изд-во МАИ, 1997, 164 с.
2. Клир Дж. Системология. Автоматизация решения системных задач: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1990. 544 с.

## Методология разработки системы технологической подготовки испытаний

*Д.т.н. Альбрехт А.В., д.т.н. Бизяев Р.В.,  
к.т.н. Пущенко Н.Н., к.т.н. Герасимов Н.М.*

### 1. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ РКТ. МЕСТО МЕТОДОВ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В СИСТЕМЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ИСПЫТАНИЙ

Одной из основных задач организации системы испытаний изделий ракетно-космической техники (РКТ) является создание структур, обеспечивающих адаптацию методик испытаний изделий ракетно-космической техники (РКТ) к широкому спектру разноплановых задач, «функционирующих» в системе испытаний. Автоматизированная система испытаний должна не только обеспечить модульную реализацию узкоспециализированных методик, но и широко варьировать модулями-блоками проблемно-ориентированных технологических операций и унифицированных правил обработки информации.

В рамках наземной отработки изделий РКТ «узким» местом является необходимость разработки испытательного оборудования [3], способного имитировать статистический характер эксплуатационных условий [1].

Это требует больших материальных затрат на создание специальных стендов и стартовых сооружений.

Поэтому неотъемлемой частью исследований и испытаний, проводимых в рамках автоматизированной системы испытаний является имитационное моделирование [2, 4, 5].

**Имитационное моделирование** использует совокупность математических моделей:

- модели объектов испытаний (отдельные агрегаты, узлы, системы, комплексы систем и т. д.),
- модели условий функционирования,
- модели планирования и проведения эксперимента [4],
- модели обработки данных,
- управляемые динамические модели,
- модели неопределенностей,
- логические правила взаимодействия моделей.

Указанная совокупность математических моделей необходима для исследования процесса функционирования изделий РКТ и поэтапного снятия неопределенности в определении показателей качества.

Таким образом в случае *наземной стендовой отработки изделий РКТ, испытания агрегатов, узлов и стендовых изделий методом имитационного моделирования логично включить отдельной составной частью в общий объем исследований, наряду со всей гаммой традиционных стендовых изделий, воспроизводящих комплекс физических нагрузок с той или иной степенью приближения к штатной документации.*

Информационная модель производства продукции представлена на рис. 1.

Следует отметить, что в настоящее время эффективным средством повышения качества изделий РКТ **являются наземные технологические испытания** [10]. Они проводятся с целью обеспечения **непрерывного контроля** элементов, агрегатов, систем, летательного аппарата в целом в ходе каждой операции по их изготовлению, сборке, предстартовой подготовке и в процессе, предшествующем запуску, для выявления возможных причин отказов на наиболее раннем этапе испытаний.

**Структура адаптивной системы производства изделий РКТ** (рис. 2) обеспечивает не только гибкость процесса разработки и производства узлов, агрегатов и изделия в целом, но и возможность исключения из процесса планирования некоторых заявок, если для их выполнения в рамках иерархической соподчиненности элементов производственной системы невозможно найти компромиссной альтернативы, т.е. выполняются функции экспертной системы (см. рис. 3).

Проведенное полное и всестороннее исследование по структуризации задач всех этапов разработки, начиная с составления технического задания на проектирование по результатам экспертной оценки альтернативных вариантов создаваемого изделия и кончая внедрением интегрированной системы обработки данных в промышленную эксплуатацию, является достаточно трудоемким и сложным этапом исследования [16].

Это связано с тем, что на этом этапе изучаемая система («Производство», см. рис. 1) разбивается на совокупность взаимосвязанных подсистем (рис. 2) до уровня ее основных компонент. При этом формализуются задачи, функции и

цели этих подсистем и механизмы связи между ними (информационные и вещественные).

По результатам структурного анализа можно сделать следующие выводы:

1. Возможное «продвижение» испытаний на самые ранние стадии проектирования с целью непрерывного контроля элементов, узлов, агрегатов и систем, характеристики которых являются составляющими компонентами (или косвенно влияют на них) вектора качества изделия, являются эффективным средством повышения качества изделий РКТ в целом и требуют соответствующей методической подготовки.

2. Большие материальные затраты на разработку изделий РКТ и необходимость «активного» формирования вектора качества заставляет идти по пути внедрения автоматизированных систем управления не только технологическими системами, но и организационными структурами на всех стадиях жизненного цикла.

3. Особенностью работ над космическими и наземными системами является совмещение (интегрирование) исследования, проектирования, производства, испытаний и эксплуатации. Поскольку в настоящее время до 60 % всех затрат на разработку и создание изделий РКТ составляют затраты на наземные испытания [6], количество натурных экспериментов, как правило, жестко ограничено. Поэтому представляется целесообразным в общую структуру испытаний включить отдельной составляющей частью (подсистемой) испытания агрегатов, узлов и изделия в целом методом имитационного моделирования.

4. На всех стадиях жизненного цикла изделия экономически целесообразным представляется не разработка новых специализированных производственно-ориентированных систем обработки данных, а универсализация базовых систем и их адаптация к объектам исследования [7].

Необходимость опережающих исследований, наличие сопутствующих испытаний по всем стадиям жизненного цикла изделия РКТ; экономическая целесообразность, связанная с разработкой активных методов управления качеством и жестким ограничением количества экспериментов в составе наземной отработки, делают **направление формализации методов имитационного моделирования в системе технологической подготовки испытаний (ТПИ)** актуальным и обуславливают необходимость привлечения для его развития методов теории иерархических многоуровневых систем, математического моделирования и новых информационных технологий.

Указанная формализация методов имитационного моделирования объединяет:

- разработку концептуальной модели системы (ТПИ);
- методы формализации концептуальной модели: стратегия системного подхода и типовую совокупность математических моделей;
- разработку моделирующих алгоритмов;
- машинную реализацию имитационной модели.



## 2. КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ИСПЫТАНИЙ

Целью технологической подготовки испытаний (ТПИ) является достижение в процессе разработки изделий РКТ оптимального соотношения между затратами и достигнутым уровнем качества.

Известно, что **процесс испытаний** есть экспериментальное определение количественных и/или качественных свойств объекта испытаний в результате воздействия на него внешних факторов.

При этом **определение свойств объекта испытаний** происходит на основе вычислительного (виртуального) или физического эксперимента, или в ходе нормальной эксплуатации объекта испытаний.

В свою очередь воздействующие на процесс испытаний внешние факторы находятся в функциональной связи с искомой характеристикой, а сам процесс испытаний неразрывно связан с регистрацией и переработкой больших потоков информации.

Цели, задачи, методы, средства и условия испытаний различны, а обрабатываемая информация разнородна по составу, физической природе [7] и способам получения.

Все это затрудняет создание системы технологической подготовки испытаний и вместе с этим стимулирует исследования в этом направлении.

Известно [8], что процесс технологической подготовки испытаний включает формализованные и эвристические методы.

**Формализованные методы** основываются на физико-механических закономерностях и находят широкое применение при автоматизированной обработке данных, поскольку могут быть реализованы на ЭВМ.

**Эвристические методы**, отражающие опыт и интуитивное мышление аналитика, слабо поддаются формализации и пригодны для автоматизированной обработки лишь относительно [9].

Тем не менее, и в этом случае можно с помощью ситуационного анализа определить инвариантное содержание работ слабоформализуемых методик и наметить пути их типизации по всем стадиям жизненного цикла изделия [9].

Поскольку процесс испытаний «распределен» по всем стадиям жизненного цикла изделия, для формализации исследований необходимо проанализировать его организационные и функциональные аспекты в комплексной системе изготовления изделий РКТ (рис. 2).

В ходе выполнения испытаний приходится решать ряд математических [11], технологических, экономических [12] задач с построением аналитических моделей, использованием многопараметрического физического эксперимента [5] с целью оценки и анализа тех или иных показателей вектора качества изделия. Поэтому априорная схематизация предметной области испытаний может быть выполнена по группам, показанным на рис. 4.

Функциональные компоненты ТПИ (поз. 3 – 6 рис. 4) в предметной области процесса испытаний целесообразно объединить в группу проблемно-ориентированных модулей.

Информационные компоненты ТПИ (поз. 2 рис. 4) интерпретируются как потоки информации, определяющие взаимосвязь всех процессов: сбор, переработка, хранение, управление, контроль и распределение данных, вывод информации [18].

В системе ТПИ этот блок задач представлен стандартной технологией (например, [7]) и объединен в проблемно-независимый модуль (унифицированный для всех задач испытаний), для которого характерными являются следующие признаки:

- коммуникационный (отражает право на обмен и обработку информации);
- обслуживающий (обеспечивает выполнение информационных запросов или заданий);
- санкционирующий (отражает право доступа к различного рода информации).

Организационные компоненты ТПИ (поз. 8 рис. 4) – организационная система – в дальнейшем рассматривается как совокупность правил, устанавливающих порядок работ, содержание и порядок представления информации, цели и критерии эффективности.

Организационная система предусматривает всю технологию работ в условиях автоматизированной обработки данных.

Напомним, что организационные системы классифицируются по:

- динамическим свойствам – одновариантные и многовариантные;
- сложности технических систем, сочетающихся с организационными – системы малого, среднего и большого масштаба;
- используемым динамическим моделям – системы с сетевыми, линейными и др. моделями.

В качестве методологической основы для разработки организационной системы испытаний используются методы исследования операций [13].

Завершая предварительные обсуждения возможной структуры системы ТПИ, необходимо конкретизировать круг задач, реализуемых в процессе испытаний (или с точки зрения системного подхода установить границы исследуемой проблемы).

В структуре ТПИ различают:

- отдельные функции испытаний (функциональная декомпозиция);
- объект испытаний (объектная декомпозиция) и
- технологию испытаний (технологическая декомпозиция).

Сразу следует оговорить, что в настоящей статье рассматривается технология испытаний агрегатов и изделий РКТ, что по сути дела и является объектной декомпозицией системы, на основе которой в дальнейшем предполагается объектная декомпозиция моделей при проведении имитационного моделирования. Функциональная декомпозиция представлена на рис. 5.

Технологическая декомпозиция отражает спектр автоматизированных методов испытаний (типовые технологические процедуры и алгоритмы их реализации) и средства испытаний.

Другими словами, технология испытаний  $\{T\}$  есть множество, которое образуется из объединения элементов множеств  $\{D_x\}$  и  $\{P\}$

$$T = D_x \cup P, \quad (1)$$

где  $\{D_x\}$  – включает:

1) методы испытаний как совокупность технологических процедур по определению характеристик свойств объекта испытаний и формированию результатов испытаний, 2) условия испытаний; 3) алгоритмы выполнения операций, 4) форму представления данных, 5) определение точности испытаний;

$\{P\}$  – включает любые технические средства, применяемые при испытаниях. В том числе испытательное оборудование, вспомогательные технические устройства, вещества и материалы, применяемые при испытаниях и др.

На практике на различных этапах разработки технологических процессов испытаний выполняется простое соединение специфических методик и операций, часто рассматриваемых изолированно друг от друга. Принимаемые технические решения не проверяются на предмет того, как варьировались бы результаты испытаний в зависимости от эффективности этих решений. Влияние субъективных факторов на выбор методик и оборудования для проведения испытаний, а также ограниченность временного ресурса являются основными причинами материальных потерь в результате неоптимального планирования и проведения испытаний [14, 15].

Проведенный анализ функциональных задач в системе изготовления изделий РКТ позволяет выполнить технологическую декомпозицию в виде, представленном на рис. 6.

На рис 6 использованы следующие обозначения:

- 1.1 – априорный анализ объекта и условий его эксплуатации, планирование испытаний;
- 1.2 – структуризация схемы обмена информацией;
- 1.3 – классификация задач обработки информации;
- 2.1 – генерация информативных входных и выходных данных;
- 2.2 – выбор выходных параметров (количество регистрируемых величин, диапазон изменения, погрешность измерения, рабочая среда, частота процесса и др.);
- 2.3 – имитация эксплуатационных факторов;
- 2.4 – имитация комплексных экспериментов;
- 3.1 – элементы стендового оборудования;
- 3.2 – преобразователи информации;
- 3.3 – комплексное оборудование.

Элементы технологической декомпозиции объединяются далее в блок методоориентированных модулей.

Анализ и структуризация информационного пространства задач, решаемых при технологической подготовке испытаний (ТПИ) с целью разработки концептуальной модели предметной области, показал, что информационная среда может быть сведена к набору основных информационных объектов, представляющих собой проблемно-независимые модули и предметно-ориентированные модули: методоориентированные и проблемно-ориентированные.

Композиция функциональных задач ТПИ (рис. 5), основных информационных модулей и средств испытаний позволяет разработать концептуальную модель ТПИ, представленную на рис. 7. При этом на рис. 7 использованы те же обозначения, что и на рис. 5.

Напомним, что с точки зрения системного подхода ТПИ является моделью получения и обработки данных в процессе испытаний. Как и при создании любой интегрированной системы обработки данных, необходимо организовать системное взаимодействие в рамках единой концепции ТПИ способов представления данных, языка, сетевых моделей различного уровня и методов информационной поддержки технологических подсистем (рис. 7) на основе математических моделей и методов имитационного или физического моделирования.

С помощью формального моделирования процессов испытаний может быть осуществлена оптимизация процесса обеспечения заданного качества изделий РКТ. При этом формализованная стратегия подхода к разработке методов имитационного моделирования в системе ТПИ может быть представлена в виде алгоритма, приведенного на рис. 8.

Таким образом (в развитие рис. 2) модель  $S$  системы ТПИ формально может быть описана набором

$$S = \langle D, T, P \rangle, \quad (2)$$

где  $D = \{D_1, D_2, D_3, D_4\}$  – совокупность функциональных задач ТПИ, объединенных соответственно в группы функций: планирование, оперативное управление, накопление и хранение данных, контроль;

$T = \{T_1, T_2, T_3\}$ :  $T_1$  – набор моделей обработки данных (состав элементов проблемно-независимых информационных модулей);  $T_2$  (или  $D_x$  в (1)) – набор типовых технологических процедур испытаний и логических правил их объединения по решаемой задаче (состав элементов методоориентированных модулей);  $T_3$  – набор моделей предметной области исследований (состав элементов проблемно-ориентированных модулей);

$P$  – состав технических средств испытаний.

Как уже отмечалось, «продвижение» испытаний на самые ранние стадии проектирования с целью непрерывного контроля агрегатов и систем является эффективным средством повышения качества изделий РКТ в целом, но требует развития методологической базы и расширения возможностей программно-математического обеспечения.

Фрагменты типовой структуры ТПИ на примере комплексного представителя динамических свойств ракет-носителей, коим являются электрогидравлические сервоприводы (ЭГСП) или (другое название) рулевые машины (РМ) как исполнительные элементы рулевых трактов (хвостовых отсеков) ракет-носителей, показаны на рис. 9.

Кроме этого спроектирован, изготовлен и введен в эксплуатацию динамический стенд имитационного моделирования рулевых трактов систем управления изделий РКТ в рамках ТПИ (рис. 10 и 11).

В результате можно сформулировать следующие выводы:

1. Проведена оценка современного уровня развития методов и средств создания информационной основы интегрированной системы проектирования, конструирования, изготовления и испытаний изделий РКТ.

2. На основе проведенной декомпозиции функциональной структуры системы изготовления изделий РКТ, отражающей функциональную, объектную и технологическую модели в системе технологической подготовки испытаний (ТПИ), осуществлен синтез предметной области процесса испытаний.

3. Разработана концептуальная модель системы ТПИ и формализована на теоретико-множественном уровне в виде модели абстрактной системы.

4. Предложен типовой комплексный представитель динамических свойств ракет-носителей тяжелого класса для проведения автономных и комплексных испытаний на динамических стендах в рамках технологической подготовки испытаний изделий РКТ.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. – М.: Машиностроение, 1998. – 240 с: ил.

2. Павлов В.В. Структурное моделирование производственных систем. – М.: Мосстанкин, 1987. – 80 с.

3. Сапожников В.М. Монтаж и испытание гидравлических и пневматических систем летательных аппаратов – 2-е изд., доп. и перераб. – М: Машиностроение, 1984. – 256 с.

4. Налимов В.В., Голикова Т.И. Логические основания планирования эксперимента. – 2-е изд., перераб. и доп. – М: Металлургия, 1981. – 151 с.

5. Налимов В.В. Таблицы планов эксперимента: для факторных и полиномиальных моделей. Под. ред. Налимова В.В. – М.: Металлургия, 1982. – 180 с.

6. Недайвода А. К. Теоретические основы натурной отработки ракет-носителей. – СПб.: Политехника, 1996. – 256 с.

7. Шпур Р, Краузе Ф.-Л. Автоматизированное проектирование в машиностроении / Пер. с нем. Г.Д. Волковой и др.; Под. ред. Ю.М. Соломенцева, В.П. Диденко. – М.: Машиностроение, 1988. – 648 с.

8. Свиридов А.Н. Измерение касательных напряжений при исследовании процесса обжата поверхностей пульсирующим потоком жидкости. Вестник машиностроения, №1, 1993. – с. 34–36.

9. Тимиркеев Р.Г. Вопросы идентификации технологических испытаний оборудования. – М.: НИАТ, 1994.

10. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Баталин Н.Н., Пущенко Н.Н. Информационная модель сопровождения лабораторно-стендовой отработки изделий РКТ, Общероссийский научно-технический журнал «Полет», №1, –М.: Машиностроение, 2004, 47–53с.

11. Недайвода А.К., Альбрехт А.В., Шолом А.М. Физические процессы в пневмогидросистемах ЖРДУ: Учебное пособие. Часть 1. Системы наддува. – М.: МАТИ, 1996. – 156 с.

12. Поспелов Д.А. Логико-лингвистические модели в системах управления. – М.: Машиностроение, 1981. – 164 с.

13. Таха Х. Введение в исследование операций: В 2-х книгах. Пер. с англ. В.Я. Алтаева, В.Т. Вавилова, В.С. Данилина, В.И. Моторина – М.: Мир, 1985. Кн. 1. – 479 с, Кн. 2. – 496 с.

14. Круглов В.И. Оптимизация программ летных испытаний. Сб. тезисов научно-техн. конф. МАТИ. – М.: МАТИ, 1981 – 2 с.

15. Круглов В.И., Александровская Л.Н., Григорьев Г.И. Современные методы оценки показателей качества и надежности изделий машиностроения: Учебное пособие – М.: МАТИ, 1992 – 80 с.

16. Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем: Пер. с англ. – М.: Мир, 1973. – 344 с.

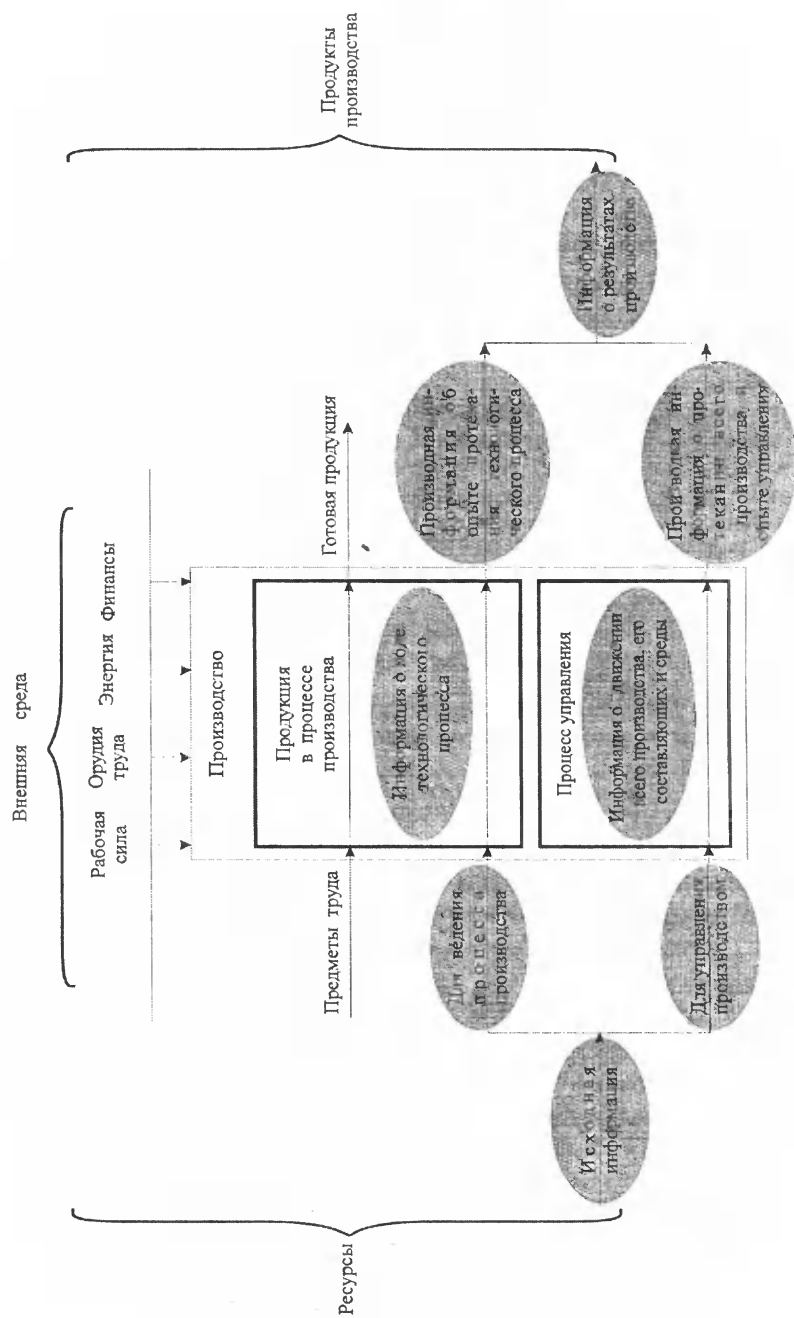


Рис. 1. Информационная модель производства

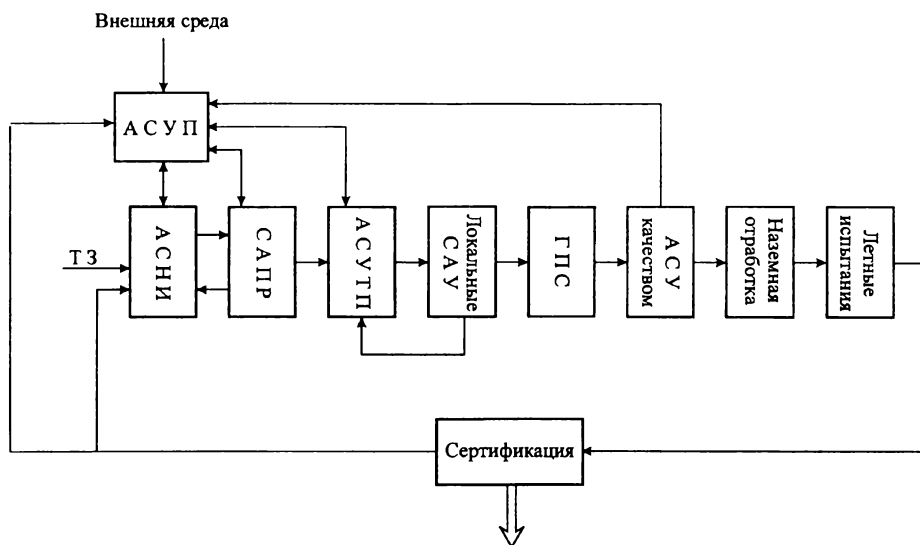


Рис. 2. Концептуальная модель адаптивной системы производства изделий РКТ



Рис. 3. Функциональные возможности экспертной системы

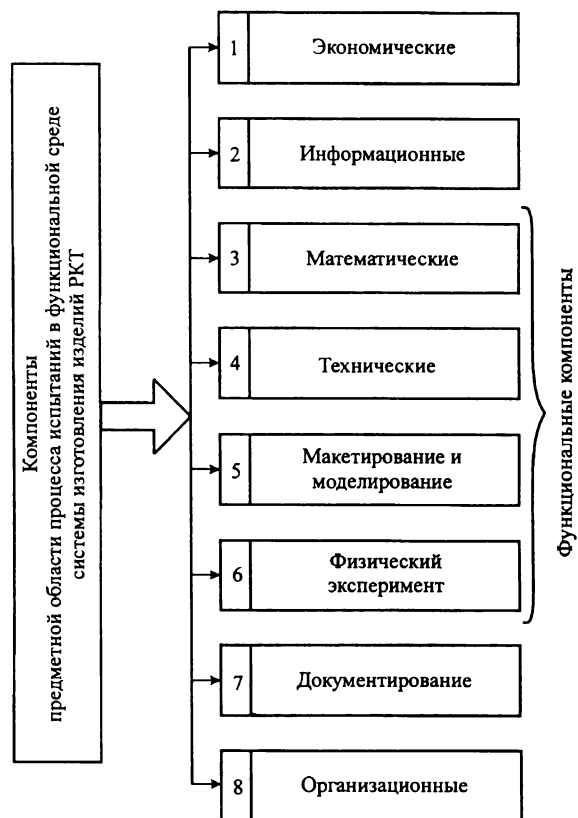


Рис. 4. Предметная область процесса испытаний



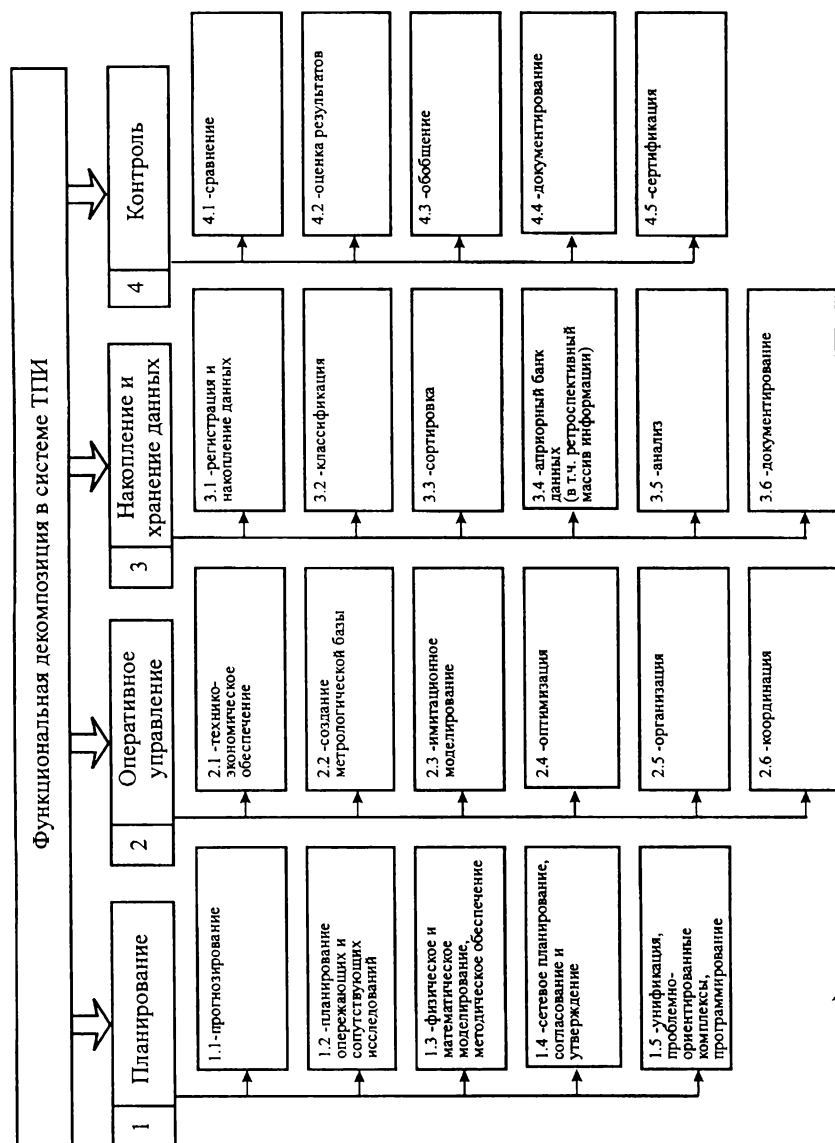


Рис. 5. Элементы функциональной декомпозиции

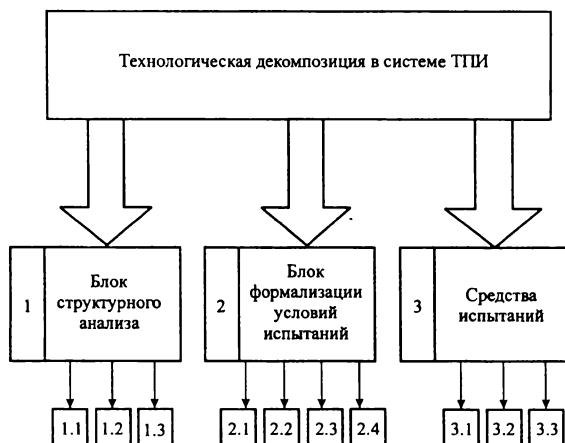


Рис. 6. Элементы технологической декомпозиции

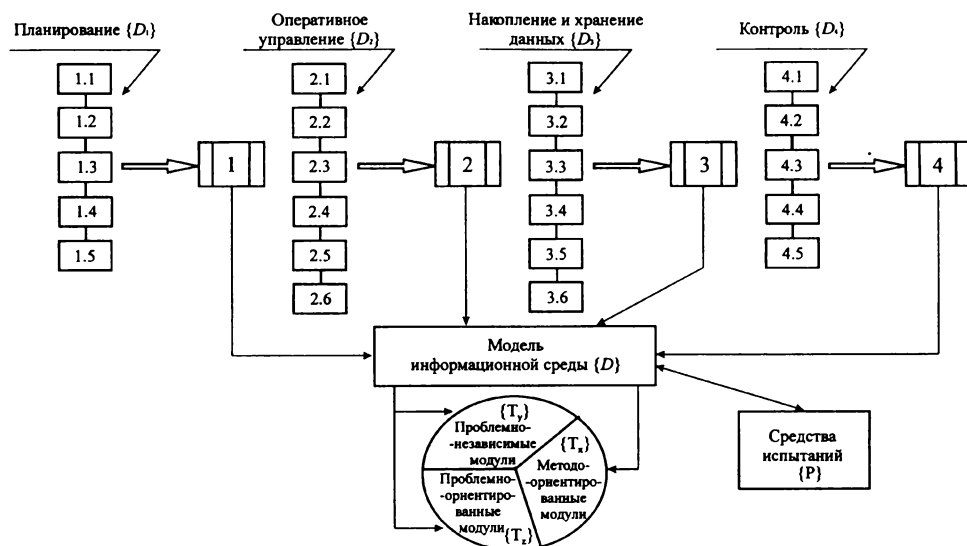


Рис. 7. Концептуальная модель технологической подготовки испытаний



Рис. 8. Алгоритм формализации концептуальной модели системы технологической подготовки испытаний

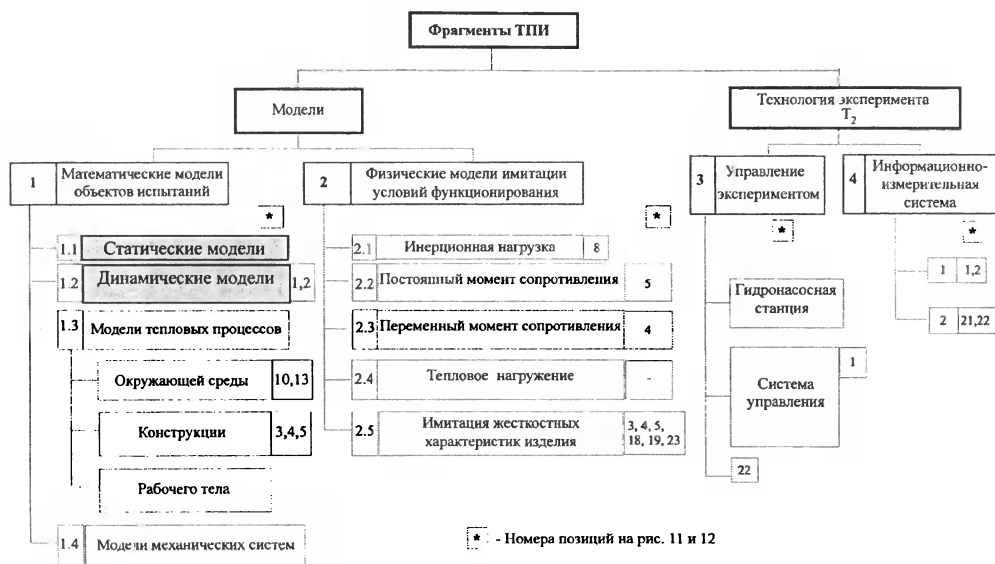
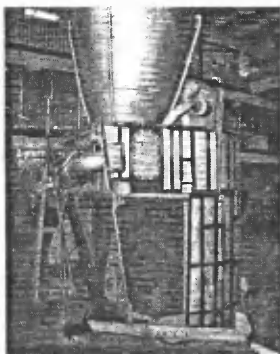


Рис. 9. Структура технологической подготовки испытаний агрегатов РКТ (на примере рулевого тракта) типового изделия РКТ

### Назначение :

Динамический стенд представляет собой одно из рабочих мест, необходимых в полной технологической цепочке процесса отработки системы управления изделия РКТ в замкнутом контуре регулирования и дальнейшего сопровождения в штатной эксплуатации изделий РКТ с различными полезными нагрузками в части вопросов динамики и устойчивости движения.



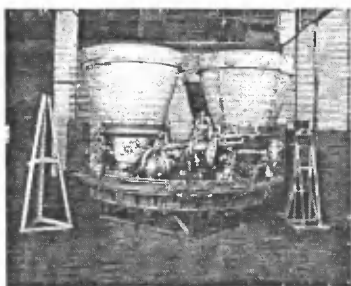
3

1 ступень



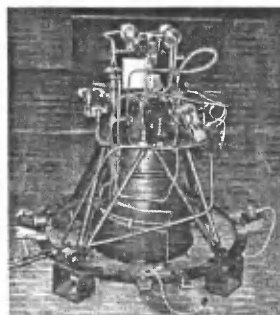
1

Система управления и динамические модели

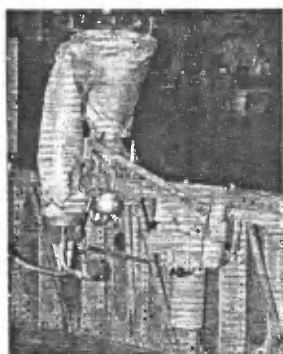


4

2 ступень

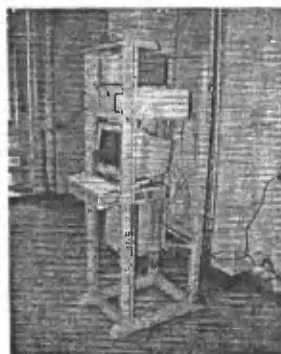


Рулевой тракт  
на динамическом стенде  
полунатурного моделирования  
Системы управления изделия РКТ



5

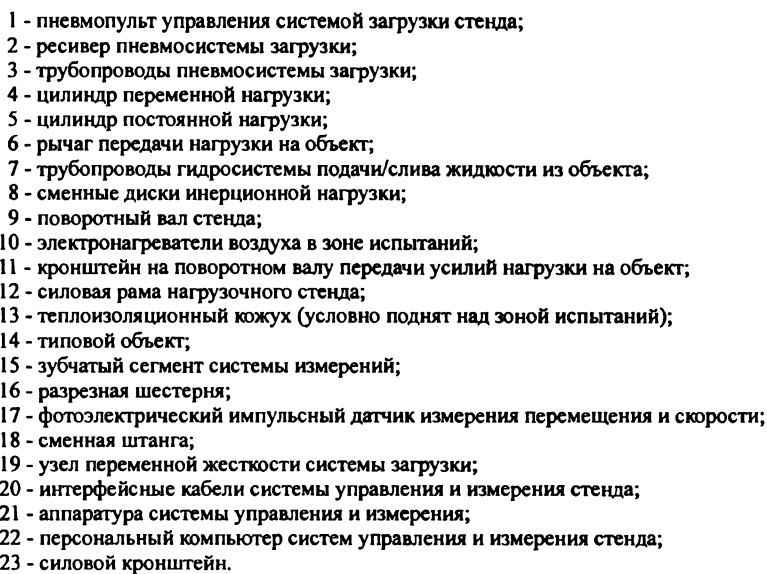
Рулевой тракт (рулевая машина и поворотная ДУ)  
3 ступени



2

Аппаратура стендовой системы регистрации и  
визуализации результатов испытаний

Рис. 10. Отдельные элементы динамического стенда полунатурного моделирования (КИМС) работы СУ изделий РКТ в рамках технологической подготовки испытаний



639

## Информационная модель сопровождения лабораторно-стендовой обработки изделий РКТ

*Д.т.н. Альбрехт А.В., д.т.н. Бизяев Р.В., д.т.н. Владимиров А.В.  
к.т.н. Баталин Н.Н., к.т.н. Пущенко Н.Н.*

Лабораторно-стендовую обработку (ЛСО) изделий ракетно-космической техники (РКТ) на современном этапе невозможно качественно осуществить без всеобъемлющего информационного сопровождения.

Основной задачей информационной поддержки ЛСО является повышение эффективности ЛСО посредством объективного отображения состояния обработки на всех этапах создания изделий РКТ.

К особенностям функционирования **информационной системы** (ИС) ЛСО изделий РКТ можно отнести [1, 2]:

- многоотечность, т.е. проведение работ одновременно по нескольким темам;
- наличие постоянных и разовых потребителей, что требует построения выходных форм, реализующих практически любые информационные срезы;
- необходимость отслеживания планируемых и фактически выполняемых работ по характерным параметрам;
- необходимость формирования массива выявленных дефектов при автономных и комплексных испытаниях, а также связанных с этим доработок конструкторской документации;
- возможность формирования массивов результатов испытаний по зафиксированным в процессе испытаний физическим процессам, а также их документальному сопровождению;
- возможность формирования представительных выборок с целью математического моделирования и обоснования выбора стратегии ЛСО;
- наличие стендового оборудования и оснастки, включая стендовые системы управления и измерения с их программно-математическим обеспечением;
- необходимость интерфейсов, совместимых с ИС проектно-конструкторских и технологических служб, а также с ИС администрации и общественными организациями.

Учитывая вышеперечисленные особенности, ИС ЛСО можно представить в виде иерархической структуры, отображающей жизнедеятельность испытательной базы на всех этапах создания новых образцов РКТ (см. рис. 1). Это позволяет формализовать взаимоотношения между проектными, конструкторскими, технологическими и испытательными службами, службой заказчика и администрацией [3].

**Первый**, верхний уровень иерархии ИС ЛСО содержит общую информацию о темах, о создаваемых изделиях, нуждающихся в ЛСО.

**Второй уровень иерархии** даст информацию о количестве и составе объектов испытаний (стендовых изделиях, агрегатах и узлах) по каждой конкретной теме.

**Третий уровень иерархии** отображает процесс разработки штатной проектной и конструкторской документации (КД), программы испытаний (ПИ) для каждого из объектов испытаний (ОИ), а также сроки изготовления и поставки в испытательное подразделение объекта испытаний.

Здесь же в виде свернутого массива находится информация о процессе разработки стендовой конструкторско-технологической документации, изготовления и поставки испытательного оборудования (стендов) в испытательное подразделение применительно к конкретному виду испытаний.

Вся информация по этапу испытаний и стендовому оборудованию формируется на **четвертом уровне иерархии**. При этом в указанном массиве информации находится в виде свернутого массива информация о видах и режимах испытаний.

Информация по виду (режиму) испытаний находится на **пятом уровне иерархии**. Здесь отображается технологический процесс испытаний объекта на конкретном виде (режиме) нагружений. Пятый уровень иерархии содержит в виде свернутого массива информацию о выявленных на данном виде испытаний отказах и дефектах объекта испытаний.

Вся информация о дефектах и отказах, их классификация, а также доработка конструкторской, технологической или испытательной документации (в зависимости от причины, вызвавшей отказ или дефект) представлена на **шестом уровне иерархии**.

Из представленной на рис. 1 структуры ИС ЛСО следует, что переход с одного уровня иерархии на другой можно осуществить раскрыв свернутый массив на предыдущем уровне.

В общем случае повышения эффективности ЛСО можно добиться минимизацией времени и средств, выделяемых на отработку при сохранении достигнутого качества отработки, в частности, за счет создания информационно-управляющих систем (ИУС) и информационно-измерительных систем (ИИС) как частных случаев ИС.

Исходя из данного положения, на этапе подготовки к испытаниям в условиях «многотемности», ИС ЛСО позволяет сгруппировать планируемые к испытаниям объекты, принадлежащие к различным темам, в отдельные массивы объектов испытаний по каждой из тем.

Такая унификация в сочетании с возможностью вертикальной и горизонтальной селекции по воспроизводимым внешним и внутренним физическим факторам, действующим на объект испытания во время эксперимента, а также селекции по наличию аналогичных унифицированных стендовых рабочих мест, оснащенных совместимыми между собой ИИС и ИУС, дает возможность с помощью ИС ЛСО минимизировать количество объектов испытаний, и кроме этого существенно сократить объемы нагружений (см. рис. 2.).

Задача выбора последовательности нагружений по видам испытаний, то есть определения стратегии автономной отработки (в частности, при формировании Комплексной Программы Экспериментальной Отработки – КПЭО), имеет два решения.

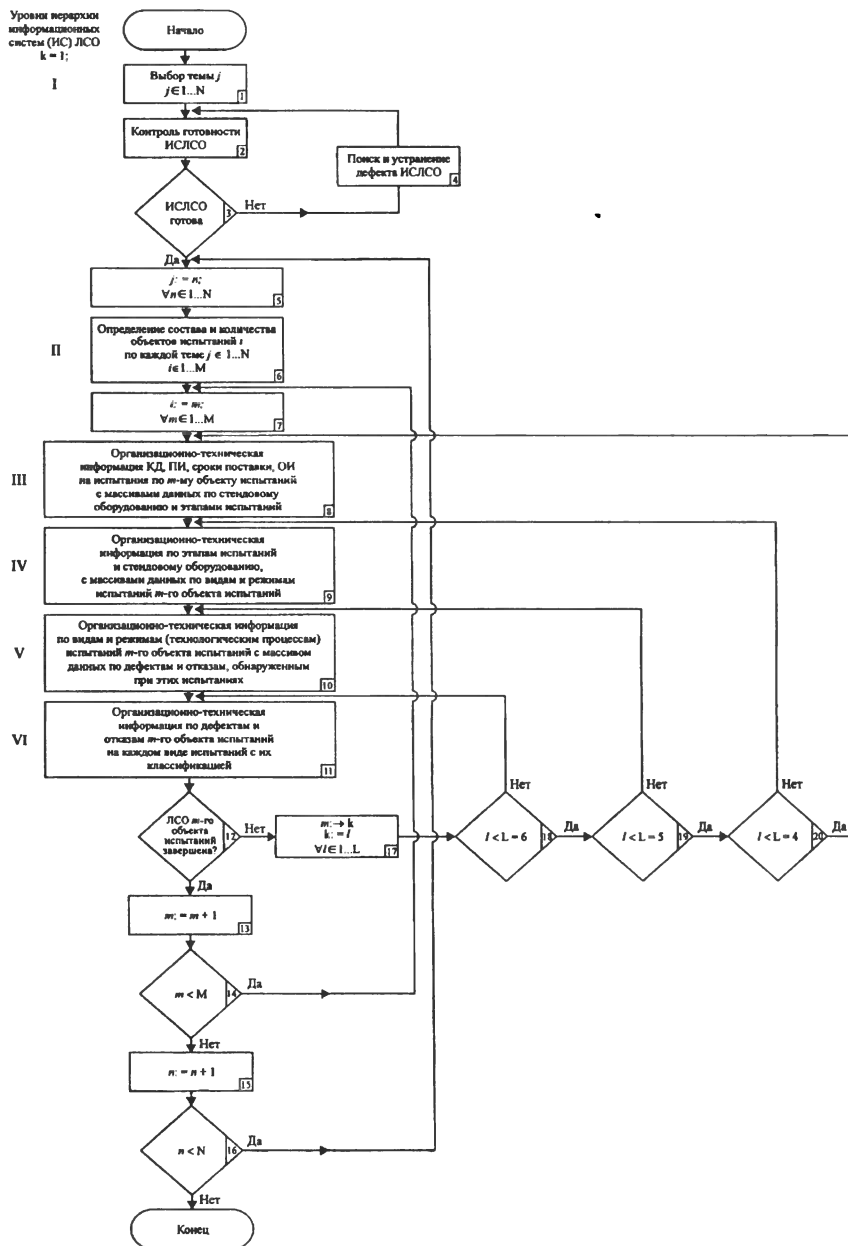


Рис. 1. Иерархическая структура информационной системы ЛСО





Рис. 2. Алгоритм минимизации объектов испытаний

**Первое** – классическое, когда объект испытаний нагружается в последовательности, иллюстрирующей его будущую жизнь в составе разрабатываемого изделия (например, климатические испытания, испытания на транспортировочную тряску, затем на статическую и вибрационную стойкость, на герметичность, на функционирование, затем вакуумные испытания – для космических аппаратов).

**Второе решение** – объект на первой фазе испытаний проходит те виды испытаний, которые наиболее вероятно выявят, судя по аналогам (предоставляемым информационной системой ЛСО), дефект или отказ.

После доработки конструкторско-технологической документации объект нагружается в соответствии с его жизненным циклом на последующих фазах испытаний.

Для обеспечения решения этой задачи ИС формирует массив объектов испытаний – аналогов одного наименования (один из отличительных признаков) и строит гистограмму частоты проявления дефектов или отказов на каждом из реализованных видов испытаний. При этом определяется ожидаемое увеличение времени, связанное с обнаруженным дефектом, доработкой и повторным циклом испытаний. Алгоритм формирования массива аналогов представлен на рис. 3.

Решение задачи формирования стенда и определение номенклатуры стендового оборудования при наличии в ИС ЛСО конструкторско-технологической документации стендов – аналогов с адресом их места нахождения существенно облегчает проблему модернизации стенда. При этом наиболее эффективно используется принцип модульного проектирования.

Рассмотрим основные математические аспекты описания ЛСО стендовых изделий как абстрактной системы информационного обеспечения.

Сложность и многоплановость проблемы разработки технологии испытаний стендовых изделий на этапе ЛСО вызывают необходимость формализации значительного объема решений, принимаемых на интуитивном уровне.

Вместе с тем существует определенная преемственность технологических операций в цикле ЛСО между, например, комплексными испытаниями и последующими работами на космодроме, что позволяет формировать систему технологических операций при ЛСО как структурированную систему с поведением [4].

Рассмотрим на основе кибернетического подхода концептуальную модель технологии испытаний стендовых изделий-аналогов на этапе ЛСО как **систему объектов испытаний** [5].



Рис. 3. Алгоритм формирования массива аналогичных объектов испытаний

Процесс определения системы объектов испытаний можно формально выразить на абстрактном уровне следующим образом

$$S_o = (\{a_i, A_i\} / i \in N_n), \{b_j, B_j\} / j \in N_m\}, \quad (1)$$

где  $N_n = \{1, 2, \dots, n\}$ ,  $N_m = \{1, 2, \dots, m\}$ ;

$a_i, A_j$  – соответственно свойство и множество его проявлений;

$b_i, B_j$  – операционное представление свойства и множества его элементов (например, пространство, время, группы);  
 $S_o$  – система объекта.

В качестве первого шага построения **концептуальной модели системы** формализуются переменные и параметры при испытании стендовых изделий, работающих в режиме аналога и реализующих технологические операции на этапе ЛСО.

Введем понятие **переменной** как операционное представление свойства, определяемое конкретной процедурой наблюдения или измерения.

Определенную переменную назовем **состоянием**, а все множество – **множеством состояний**. При этом с каждым состоянием связано множество его проявлений – **параметрическое множество**.

На отдельных множествах состояний или параметрических множествах определяются некоторые математические отношения: расстояние, отношение порядка и др. При необходимости они отражают фундаментальные характеристики переменных и параметров в той степени, в какой они присущи соответствующим измерительным процедурам.

Введем понятие **обобщенной переменной** и **обобщенного параметра**, представляющие собой абстрактные величины, т.е. величины, не определенные через какие-либо свойства или их проявления.

Свойства обобщенных переменных или параметров на соответствующих множествах представляются стандартным образом [3].

В технологии испытаний стендовых изделий понятие обобщенной переменной интерпретируется как изоморфное отображение множества ее состояний в элементы множества состояний конкретной переменной. То же относится к обобщенным и конкретным параметрам и их множествам.

Пусть  $v_i, V_i, \Gamma_i$  – соответственно обобщенная переменная, множество ее состояний и множество математических свойств, определенных на поле  $v_i$ . Обозначим через  $\hat{v}_i, \hat{V}_i, \hat{\Gamma}_i$  те же характеристики конкретной переменной, интерпретируемой как  $v_i$ .

Пусть  $w_j, W_j, \zeta_i$  – соответственно обобщенный параметр, его множество состояний и множество математических свойств, определенных на поле  $w_j$ , а  $\hat{w}_j, \hat{W}_j, \hat{\zeta}_i$  – те же характеристики конкретного параметра, интерпретируемого как  $w_j$ .

**Каналом наблюдения** назовем любую операцию, вводящую конкретную переменную как образ свойства. Канал наблюдения, с помощью которого свойство  $a_i$  представляется переменной  $\hat{v}_i$ , реализуется функцией

$$s_{0i} : A_i \rightarrow \hat{V}_i. \quad (2)$$

Эта функция гомоморфна относительно предполагаемых свойств множеств  $A_i$  и  $\hat{V}_i$ .

Аналогично функция

$$w_j : B_j \rightarrow \hat{W}_j \quad (3)$$

задает представление  $b_j \in B_j$  параметром  $\hat{w}_j$ .

В нетривиальных случаях (то есть когда  $s_{0i}$  и  $w_j$  не являются явно заданными функциями) канал наблюдения представляет собой **информационно-измерительную систему**, имеющую источник информации и процедуру (алгоритм) обработки этой информации, способы ее хранения и представления.

Необходимо отметить, что **концептуальная модель технологии испытаний** стеновых изделий на этапе ЛСО «работает» только с обобщенными переменными и параметрами.

При этом заданная обобщенная переменная  $v_i$  конкретизируется переменной  $\hat{v}_i$  тогда и только тогда, когда функция

$$e_i : V_i \rightarrow \hat{V}_i \quad (4)$$

существует и гомоморфна относительно математических свойств  $\Gamma_i$ .

Аналогично, обобщенный параметр  $w_j$  конкретизируется параметром  $\hat{w}_j$  тогда и только тогда, когда функция

$$\varepsilon_j : W_j \rightarrow \hat{W}_j \quad (5)$$

существует и изоморфна относительно  $\zeta_j$ .

Каждый конкретный изоморфизм  $e_i$  (или  $\varepsilon_j$ ) задает конкретизацию  $v_i$  с помощью  $\hat{v}_i$  (или соответственно  $w_j$  с помощью  $\hat{w}_j$ ). Функции, обратные  $e_i$  и  $\varepsilon_j$ , т.е.

$$e_i^{-1} : \hat{V}_i \rightarrow V_i, \quad (6)$$

$$\varepsilon_j^{-1} : \hat{W}_j \rightarrow W_j \quad (7)$$

задают абстрагирование соответственно  $\hat{v}_i$  и  $\hat{w}_j$ .

Рассмотрим **структуру канала наблюдения**. Соотношения (2) и (3) позволяют построить сечения  $A_i / s_{0i}$  и  $B_j / w_j$ , то есть разбить множества  $A_i$  и  $B_j$  на блоки; элементы любого блока в этом разбиении эквивалентны в том смысле, что не различаются с точки зрения введенной процедуры наблюдения. Тогда каждый блок целиком представляет одно состояние переменной  $\hat{v}_i$  или одно значение параметра  $\hat{w}_j$ .

Когда наблюдение свойства  $a_i$  производится при некотором значении параметра  $w_j$ , то наблюдаемое свойство получает определенное значение из множества  $A$ , т.е.  $(a_i, w_j) \in A_i$ , и является элементом одного и только одного блока  $A_i / s_{0i}$ . При этом возле границ между блоками  $A_i / s_{0i}$  возникает определенная недостоверность наблюдения.

Имеется два варианта интерпретации этой неопределенности.

1. Блоки разбиения, определенные на множестве  $A_i$ , рассматриваются как множества без четких границ (при этом  $A_i$  является четким множеством). Каждый элемент множества  $A_i$  принадлежит любому его нечеткому подмножеству с определенной степенью принадлежности. Это означает, что подмножество (блоки) определяется только степенями принадлежности, а не функцией  $s_{0i}$ .

2. Разбиение множества  $A_i$  задается функцией  $s_{0i}$ . Его блоки являются четкими подмножествами  $A_i$ . При этом достоверно неизвестно, к какому блоку  $A_i / s_{0i}$  принадлежит заданный параметр  $A_i$ . Эта недостоверность может быть задана функцией, сопоставляющей любую пару параметров (элемент  $A_i$ , блок  $A_i / s_{0i}$ , число  $[r_1, r_2]$  или  $[0, 1]$ ). Определенное таким образом число в заданном контексте выражает степень достоверности того, что данный элемент принадлежит данному блоку.

В дальнейшем будем придерживаться второй гипотезы.

Пусть задана функция  $s_{0i}$  согласно (2). Будучи заданной, она определяет на множестве  $A_i$  разбиение  $A_i / s_{0i}$ .

Затем определяется функция

$$\tilde{s}_{0i} : A_i \times A_i / s_{0i} \rightarrow [r_1, r_2], \quad (8)$$

где  $\tilde{s}_{0i}(x, y)$  – степень достоверности того, что  $x$  принадлежит  $y$ .

Поскольку сечение  $A_i / s_{0i}$  однозначно представляется (свойство гомоморфности (2)  $s_{0i}$ ) состоянием из множества  $\hat{V}_i$ , то вместо (8) имеем более удобное выражение для  $\tilde{s}_{0i}$

$$\tilde{s}_{0i} : A_i \times \hat{V}_i \rightarrow [r_1, r_2], \quad (9)$$

где  $\tilde{s}_{0i}(x, y)$  в (9) характеризует наблюдения  $a_i$  в смысле их недостоверности.

Эту функцию можно рассматривать как функцию степени принадлежности, определяющей нечеткое отношение на декартовом произведении  $A_i \times \hat{V}_i$ . В этом смысле  $\tilde{s}_{0i}$  можно назвать нечетким каналом наблюдения [5].

Процедура определения нечеткого канала наблюдения состоит в следующем:

а) задается четкий канал наблюдения  $s_{0i}$ ,

б) затем строится  $\tilde{s}_{0i}$  по правилу (8) или (9), причем

$$\tilde{s}_{0i}(x, y) = \begin{cases} 1, & \text{если } s_{0i}(x) = y, \\ 0 & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (10)$$

При выполнении условия (10)  $s_{0i}$  задает четкую функцию из  $A_i$  в  $\hat{V}_i$ , идентичную  $s_{0i}$ .

Аналогичные рассуждения можно привести и для параметра

$$\tilde{w}_j : B_j \times \hat{W}_j \rightarrow [0, 1]. \quad (11)$$

Таким образом, элементы концептуальной модели технологии комплексных испытаний формально вводятся как система объекта, конкретная отображающая система  $\hat{J}$  (система конкретных переменных и параметров), обобщенная отображающая система  $J$  (система обобщенных переменных и параметров).

Формализуем структуры конкретной  $\hat{J}$  и обобщенной  $J$  отображающих систем. Конкретная отображающая система:

$$\hat{J} = \left( \left\{ (\hat{v}_i, \hat{V}_i) / i \in N_n \right\}, \left\{ (\hat{w}_j, \hat{W}_j) / j \in N_m \right\} \right), \quad (12)$$

обобщенная отображающая система:

$$J = \left( \{(v_i, V_i) / i \in N_n\}, \{(w_j, W_j) / j \in N_m\} \right). \quad (13)$$

Заключительным шагом в разработке абстрактной модели технологии испытаний стендовых изделий на этапе ЛСО является определение отношений между системами  $S_0, \hat{J}, J$ .

Для простоты полагаем, что свойство  $a_i$  соответствует переменным  $\hat{V}_i, V_i$ , а параметр  $b_i$  – параметрам  $\hat{W}_j, W_j$ .

Отношения между системой объекта  $S_0$  и конкретной отображающей системой зададим в виде **полного канала наблюдения**, состоящего из отдельных каналов наблюдения, по одному для каждого свойства или параметра из системы объекта.

Обозначим через  $Q$  четкий полный канал наблюдения. Нечеткий канал наблюдения  $\tilde{Q}$  можно получить, заменив  $s_{0i}$  из (2) на  $\tilde{s}_{0i}$ , определенное уравнением (9). Аналогичные рассуждения можно привести и для функции  $\tilde{w}_j$ .

Отношение между конкретной и обобщенной отображающими системами задаются набором отображений конкретизации (абстрагирования) по одному для каждой переменной и параметра из этих систем.

Теперь исходная система технологических операций определяется как пятерка конкретизаций

$$S = (S_0, \hat{J}, J, Q, \varepsilon) \quad (14)$$

Рассмотренная выше концептуализация приводит к структурной схеме, показанной на рис. 4. При этом:

1. Формирование исходных данных по совокупности (множеству) параметров, характеризующих безотказность на конкретной технологической операции, характеризуется каналом абстрагирования  $\epsilon$ .

2. Воспроизведение технологической операции на стендовом изделии, работающем режиме аналога (по отношению к штатному) с регистрацией совокупности параметров, характеризует безотказность по данной технологической операции и характеризуется полным каналом наблюдения  $S_0$ .

3. Проводится системное сравнение ожидаемого результата по совокупности параметров, характеризующих безотказность на данной технологической операции, с зарегистрированной совокупностью параметров в ходе воспроизведения, что позволяет принимать решения.

4. Возможен переход от абстрактной концептуальной математической модели технологии испытаний стендовых изделий к рассмотрению этапа **информационного моделирования и сопровождения ЛСО** как самостоятельной системы логических технологических операций.

Создание ИИУС как систем реального времени позволяет высвободить 15–20% выделяемых ресурсов на анализ результатов испытаний и повысить их эффективность за счет отображения результатов и их документирования без участия человеческого фактора.

В заключение необходимо отметить, что:

1. На абстрактном уровне выполнен анализ предметной области технологии испытаний стендовых изделий на этапе ЛСО.

2. Выполнена концептуализация технологии комплексных испытаний, позволяющая разработать и строго обосновать математические модели и процедуры определения технического состояния сложных изделий РКТ.

3. Рассмотренная информационная система ЛСО позволяет уточнить стратегию ЛСО в условиях «многотемности», выбрать необходимую стендовую оснастку при минимальных затратах и времени, а также учесть возможность обнаружения отказа испытуемого объекта.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. – М.: Изд-во МАИ, 1997. – 164 с.: ил.

2. Владимиров А.В. Лабораторно-стендовая отработка динамических схем жидкостных ракет. – М.: Издательство «ЛАТМЭС-МАТИ», 1999. – 176 с.: ил.

3. Альбрехт А.В., Петров А.В. Стратегия системного подхода к построению имитационных моделей в технологической подготовке испытаний, научно-технический сборник «Информационные технологии в проектировании и производстве», выпуск 4, – М.: Из-во ВМИ, 1997. – с. 33 – 39.

4. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники, – М.: Машиностроение, 1998. – 240с.: ил.

5. К ли р Дж. Системология. Автоматизация решения системных задач, пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1990. – 544с.

Рис. 4. Концептуальная модель технологий испытаний стендовых изделий-аналогов на этапе ЛСО в обеспечение технологических операций на ТП и СК



## **Интегрированная информационная модель предприятия-изготовителя изделий РКТ**

*Д.т.н. Бизяев Р.В., к.т.н. Баталин Н.Н., к.т.н. Пущенко Н.Н.,  
Давыдов О.И., Михайлюк М.В.*

Современные изделия ракетно-космической техники (РКТ) являются сложными и дорогостоящими техническими системами. Эффективность их использования во многом характеризуется качеством, которое формируется в процессе проектирования и конструирования, реализуется на этапе производства и поддерживается на этапе эксплуатации. Оценка достигнутого уровня качества осуществляется с помощью наземных испытаний, которые на всех стадиях жизненного цикла изделий РКТ можно рассматривать как своеобразную обратную связь в системе управления качеством изготовления.

Возможность достижения оптимального соотношения между затратами и получаемым качеством изделий РКТ во многом определяется «маневренностью» производственных систем, их степенью гибкости и адаптации к изменяющимся условиям. Удовлетворение обусловленных этим требований, а следовательно, и снижение капиталовложений в развитие РКТ приводит к необходимости создания технологических и информационных основ обеспечения качества ракетно-космической техники с использованием новых концептуальных подходов к формированию данных о материальных и информационных потоках производства в интегрированной информационной среде исследований, проектирования, испытаний и эксплуатации.

Методология жизнеобеспечения и управления современным предприятием опирается на информационные технологии (ИТ) производственных систем, которые представляют собой совокупность маршрутных телекоммуникационных процессов обработки информации и средств реализации этих процессов в реальном масштабе времени.

ИТ позволяют предприятиям соединять проектирование, производство, испытания и сбыт продукции наиболее выгодными и эффективными способами. Основой современных ИТ является безбумажное кодовое представление информационной модели изделия как электронного макета. Использование международных стандартов для этих целей создает базу для организации единой информационной инфраструктуры предприятия, единой информационной модели предприятия.

### **ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА ИЗДЕЛИЙ РКТ**

Внедрение адаптивной интегрированной информационной модели предприятия-изготовителя изделий РКТ (см. рис. 1.) позволяет повысить не только гибкость процесса разработки и производства узлов, агрегатов и изделия в целом, но и возможность исключения из процесса планирования некоторых заявок, если для их выполнения в рамках иерархической соподчиненности элементов производственной системы невозможно найти компромиссной альтернативы (реализуется как функция экспертной системы).

Конкретизация каждого блока концептуальной информационной модели и возможная реализация в единой информационной среде разработаны как иерархическая функциональная структура системы изготовления изделий РКТ, формализующая (структурирующая) содержательное описание целевой функции информационной модели производства [ 1 ].

При описании содержания и взаимосвязи иерархических уровней в единую информационную модель предприятия-изготовителя изделий РКТ, показанную на рис. 1, использованы следующие обозначения информационных и материальных потоков:

1 – техническое задание (ТЗ) на создание изделия РКТ;

2, 3, 4, 5, 6 – команды управления и отчеты (информационный интерфейс);

7 – конструкторская и технологическая документация (КД и ТД), а также управляющие программы (УП) оборудованием ГПС и обработки деталей на станках с ЧПУ (или на гибких производственных модулях – ГПМ), до их отработки в условиях изготовления и сдачи 1-й детали на этапе «САМ».

То есть по интерфейсу «7» проходит информация по конструкторской, технологической документации, а также по управляющим программам еще не прошедшим отработку в условиях изготовления и сдачи контрольным службам 1-й детали из партии;

8 – КД и ТД, а также УП оборудованием ГПС и обработки деталей на станках с ЧПУ или ГПМ, после их отработки в условиях изготовления и сдачи 1-й детали на этапе «САМ»;

9 – задание на доработку КД, УП и ТД, не отвечающих заданным требованиям в результате выполнения контрольных операций при сдаче 1-й детали;

10 – задание на изготовление партии деталей (сменно-суточная программа производства – ССПП) в ГПС;

11 – партии деталей после их изготовления в ГПС (FMS);

12 – узлы и агрегаты после их изготовления в сборочных цехах;

13 – узлы и агрегаты РКТ, направляемые на автономные испытания;

14 – стендовые изделия РКТ, поступающие на комплексные испытания;

15 – изделия РКТ, предназначенные для летных испытаний;

Аббревиатуры, используемые на функциональной схеме (рис. 1), имеют следующее содержание:

- CAD – Computer Aided Design – система автоматизированного проектирования (САПР). Включает системы автоматизированного проектирования для проектных и конструкторских работ (САПР-П и САПР-К), а также технологическую САПР (САПР-Т) по разработке УП обработки деталей на станках с числовым программным управлением (ЧПУ).

Тенденцией последнего десятилетия стало включение многими станкостроительными фирмами мира аппаратуры САПР-Т в комплект поставки станка с ЧПУ или непосредственно в состав оперативной системы ЧПУ станка.

Примерами программного обеспечения класса CAD являются системы AutoCAD, Unigraphics, САП-ЧПУ и другие.

- CAM – Computer Aided Manufacturing – автоматизированная система технологической подготовки производства (АСТПП) и программного управления производственным оборудованием при изготовлении 1-й детали.

Система САМ включает программное обеспечение автоматизированной разработки параметров заготовки детали, операционных карт обработки детали на различных станках с ЧПУ (включая эскизы наладки с указанием основных и вспомогательных баз), карт настройки инструмента для обработки детали на каждом станке с ЧПУ, машинных программ управления роботизированными устройствами станка по подаче заготовки в зону обработки и последующего вывода детали из зоны обработки, программы контроля геометрических размеров детали щуповыми головками касания станочной системы контроля качества обработки детали и других составляющих технологической документации (ТД) для отработки (на примере изготовления 1-й детали) всех составляющих технологического процесса изготовления партии деталей.

- CAD/CAM: единый комплекс программ реализации функций САПР и АСТПП, т.е. выпуск КД, ТП и УП работой оборудования гибкой производственной системы (ГПС), управление производственным оборудованием при изготовлении 1-й детали от каждой партии и принятие решения по изготовлению партии деталей в условиях ГПС.

- CAE – Computer Aided Engineering – система автоматизированного моделирования процессов эксплуатации (система инженерного анализа или автоматизированная система научных исследований – АСНИ).

- CAD/CAM/CAE – интегрированный программный комплекс, обеспечивающий единую поддержку всего цикла разработки, начиная от эскизного проектирования и заканчивая подготовкой производства, обработку результатов испытаний. Примером такого комплекса является интегрированный программный комплекс I-DEAS компании Structural Dynamics Research Corporation (SDRC), включающий программный комплекс I-DEAS Master Series интеграции задач трехмерного проектирования, планирования производства оснастки, программирования обработки на станках с ЧПУ, а также имеет программный комплекс испытательных приложений; пакет для управления данными Metaphase Series 2, а также систему САПР среднего класса I-DEAS Artisan Series.

- CAPPs – Computer Aided Planing and Proposal System – автоматизированная система управления технологическими процессами или АСУТП. Включает подсистемы планирования действий по управлению процессами в ГПС, в том числе [3]:

- ОКП – оперативное календарное планирование действий по изготовлению агрегатов и узлов изделий РКТ;

- ОДУ – оперативное диспетчерское управление процессом изготовления агрегатов и узлов изделий РКТ.

Необходимо отметить, что АСУТП предназначены в первую очередь для решения задач управления технологическими процессами на основе их физической природы и модельного представления в реальном масштабе времени.

- FMS – Flexible Manufacturing System – гибкая производственная система (ГПС) управления производственным оборудованием автоматизированного изготовления партии деталей для последующей сборки агрегатов и узлов изделий РКТ.

Технические, экономические и временные параметры управления гибкой производственной системой осуществляются системой оперативного диспетчер-

ского управления (ОДУ), изготовлением партий деталей с помощью т.н. сменнo-суточной программы производства (ССПП). При этом изготовление деталей в ГПС производится по отработанной на этапе «САМ» конструкторской и технологической документации.

- CAQ – Computer Aided Quality – система автоматизированного контроля качества изготовления. Ее функции реализуются в частности с помощью координатно-измерительных машин фирм Opton, Olivetti, Mauser.

- CAST – Computer Aided System Transporting – система автоматизированного хранения и транспортирования инструмента, заготовок, готовых деталей.

- АСУ качеством изготовления агрегатов и узлов изделий РКТ обеспечивает автоматизированное изготовление (комплектацию, сборку и контроль качества изготовления) агрегатов и узлов изделий РКТ. Пример реализации системы представлен в [4].

- CAT – Computer Aided Test автоматизированная система испытаний или этап *наземной стендовой отработки* агрегатов, узлов и изделий РКТ в целом, при котором производится «опробование» различных подсистем нового изделия РКТ при различных вариантах учета внешних факторов.

- LAN – Local Area Net локальная вычислительная сеть, т.е. ЛВС.

Рассматривая информационную модель предприятия – изготовителя изделий РКТ как комплекс современных информационных технологий и аппаратного, станочного и стендового обеспечения процессов разработки, конструирования, изготовления и испытания изделий РКТ, можно проследить в структуре информационной модели общие принципы иерархической организации так называемых «больших» систем управления [2]. Это в первую очередь четыре фундаментальных уровня управления:

- 1-й – генерация общего решения задачи;

- 2-й – планирование действий;

- 3-й – принятие решений;

- 4-й – управление исполнительными органами системы управления.

В свою очередь, проведя декомпозицию модели, можно рассмотреть уровни управления применительно к таким базовым составляющим процесса создания изделий РКТ как автоматизированному изготовлению деталей на станках с ЧПУ, управляемой комплектации деталей при сборке агрегатов и комплексным испытаниям стендовых изделий на этапе наземной отработки изделий РКТ.

По отношению к **процессу изготовления деталей первым уровнем управления** может служить процесс разработки конструкторской и частично технологической документации (КД и ТД) для изготовления деталей на станках с ЧПУ (проектные и конструкторские САПР, технологические САПР разработки управляющих программ – УП обработки деталей на станках с ЧПУ – этап «CAD») [3], а также выполнение работ по инженерному анализу составляющих частей изделий РКТ, то есть «CAE».

**Вторым уровнем управления** будем считать автоматизированные системы технологической подготовки производства (АСТПП) по выпуску необходимой ТД и систему оперативно-календарного планирования (ОКП) процессов отработки КД и ТД на первой детали (на этапе «САМ»), а также процессов последующего изготовления партии деталей на станках с ЧПУ (на этапе «FMS»).

**Третьим уровнем управления** будем считать автоматизированную систему оперативного диспетчерского управления (ОДУ) процессами отработки КД и ТД на первой детали (на этапе «САМ») и последующего изготовления партии деталей на станках с ЧПУ (на этапе «FMS»).

Соответственно **четвертым уровнем управления** будем считать обработку КД и ТД при изготовлении 1-й детали на типовых представителях станков с ЧПУ (этап «САМ») и изготовление партии деталей на станках с ЧПУ, объединенных в гибкую производственную систему – ГПС (этап «FMS»).

Математическое моделирование указанных процессов управления изготовлением деталей на станках с ЧПУ может проводиться с помощью математических моделей программно-логического управления «конечный автомат», а также моделей «сети переходов» и моделей искусственного интеллекта [3].

По отношению к **процессу управляемой комплектации деталей при сборке агрегатов** [4] **первым уровнем управления** будем считать манипуляции математическими моделями технологических процессов комплектации деталей перед сборкой конкретных конструкций агрегатов, процесса сборки как такового и процесса контроля качества сборки агрегатов на цеховых испытательных стендах.

Соответственно **вторым и третьим уровнями управления** будем считать процессы обеспечения выполнения критерия оптимальности качества сборки агрегатов и разработку алгоритма управляемой оптимальной комплектации деталей конкретной конструкции агрегата.

Иными словами, принцип управляемой комплектации реализуется как метод активного формирования выходных характеристик агрегата или компонентов вектора качества, основанный на зависимости указанных компонентов от характеристик комплектующих деталей. Естественно реальный технологический процесс сборки агрегатов и контроля характеристик агрегатов после сборки можно считать **четвертым уровнем управления** процессом сборки агрегатов РКТ.

Математическое моделирование процесса управляемой комплектации при сборке агрегатов РКТ базируется на представлении процесса управления в виде модели «черный ящик». При этом объект управления, т.е. агрегат описывается системой непрерывных или дискретных алгебраических или дифференциальных уравнений. Критерий оптимальности управления комплектацией выбирается в виде квадратичного функционала. Для нахождения оптимального управления используется вариационный метод, основанный на уравнении Гамильтона-Якоби или на принципах динамического программирования Беллмана. Синтез алгоритма управляемой комплектации в виде закона управления базируется на матричных уравнениях Риккати.

В рамках наземной отработки изделий РКТ «узким» местом является необходимость разработки испытательного оборудования, способного имитировать комплекс физических нагрузок на агрегаты и узлы изделия в целом (вибрация, удар, тепловые нагрузки и т.п.). Это требует больших материальных затрат на создание специальных стендов и стартовых сооружений. Поэтому неотъемлемой частью исследований и испытаний, проводимых в рамках автоматизированной системы испытаний, является имитационное моделирование, использующее совокупность математических моделей – модели объектов испытаний (отдельные

агрегаты, узлы, системы, комплексы систем и т.д.), модели условий функционирования, модели планирования и проведения эксперимента, модели обработки данных, управляемые динамические модели, модели неопределенностей, модели принятия решения – и логические правила их взаимодействия для исследования процесса функционирования изделий РКТ и поэтапного снятия неопределенности о показателях качества [1].

Таким образом в случае наземной отработки изделий РКТ испытания агрегатов, узлов и изделия в целом методом имитационного моделирования логично включить отдельной составной частью в общий объем работ по созданию изделий РКТ наряду со всей гаммой стендовых изделий, воспроизводящих комплекс физических нагрузок с той или иной степенью приближения к штатной документации.

Отдельной задачей наземной отработки изделий РКТ является **отработка штатной системы управления (СУ) вектором тяги совместно с натурным рулевым трактом изделия**, осуществляемая на динамических стендах полунатурного моделирования при испытаниях стендовых изделий РКТ [5]. При полунатурном моделировании динамики СУ решается комплекс проблемных вопросов, в их числе верификация параметров управления, включая контроль жестко-статических характеристик рулевого тракта (коэффициент динамичности, частота среза), определение запасов устойчивости при критических значениях коэффициентов усиления, анализ адекватности математических моделей элементов контура управления и возмущающих воздействий, прогноз выполнения всех требований по динамике полета и отделению космического аппарата (КА). В результате составляется и верифицируется математическая модель возмущенного движения объекта.

По отношению к испытаниям тракта управления вектором тяги **первым уровнем управления** можно считать контроль стендовых систем и подготовку ТЗ и программ испытаний. **Вторым уровнем управления** является манипулирование с виртуальной моделью тракта управления, **третьим** – отработка виртуальных моделей динамики и баллистики изделия, **четвертым** – прогон циклограмм полета изделия при различных значениях полезной нагрузки и крайних условиях реализации эксплуатационных факторов.

По отношению к **комплексным испытаниям стендовых изделий подачи компонентов топлива в двигательную установку** на этапе наземной отработки изделий РКТ **первым уровнем управления** можно считать прежде всего разработку проектной и конструкторской документации по пневмогидросистеме подачи (ПГСП) компонентов топлива в двигательную установку (ДУ) изделия, системе телеметрического (ТЛМ) обеспечения мониторинга стендовых изделий.

В реализации каждого из экспериментов на дорогостоящем стендовом изделии участвуют группы специалистов самых разных научных направлений (конструкторы ПГСП ДУ, разработчики полетных и стендовых циклограмм работы отдельных элементов систем стендового изделия, специалисты по ТЛМ мониторингу, разработчики бортовых и наземных кабельных сетей, специалисты бортовых и стендовых систем регистрации ТЛМ информации и т.д.), поэтому **вто-**

**рым уровнем управления** будем считать коллегиальную деятельность специалистов разных подразделений, отвечающих за ту или иную комплексную проблему в рамках конкретного эксперимента со стендовым изделием (т.н. ОКП наземной отработки). Результаты планирования по каждому из испытаний на стендовом изделии отражаются в «Журнале испытаний стендового изделия».

Соответственно **третьим уровнем управления** является в общем случае штатная (бортовая) и стендовая системы управления [6]. При этом функция управления реализуется штатными и стендовыми алгоритмами и циклограммами выполнения команд на различные агрегаты стендового изделия, в первую очередь на агрегаты ПГСП ДУ.

**Четвертым уровнем управления** в этом случае является управление срабатыванием тех или иных агрегатов различных систем стендового изделия по обеспечению адекватной реакции изделия на подаваемые алгоритмы и циклограммы управления, что контролируется бортовыми и наземными системами регистрации по каналам передачи телеметрической (ТЛМ) информации.

В этой связи актуальной инженерной и научной проблемой является автоматизация процессов управления и мониторинга стендового изделия при автономных и комплексных испытаниях различных систем стендового изделия [7].

Решение возможно в рамках имитационного моделирования систем стендового изделия с помощью стендовой АСУ. В частности, до начала стендовых испытаний одного из разгонных блоков РКТ, с помощью стендовой АСУ был смоделирован процесс возможного поведения агрегатов ПГСП ДУ изделия при реализации одного из автономных алгоритмов. Имитационное моделирование проводилось на компьютерах класса PCAT «Pentium» в рамках программной среды LabView v.4.0 for Windows-95. Проведенное моделирование помогло ответить на вопрос о готовности бортовых и наземных систем управления и регистрации к согласованной работе на изделии РКТ.

## **ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ЗАДАЧ ПОСЛЕСЕАНСОВОЙ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ**

В общем виде процесс наземной отработки изделий РКТ как часть единой информационной модели предприятия-изготовителя РКТ (см. рис. 1), может быть описан следующей схемой (см. рис. 2). Видно, что итогом проведения комплексных испытаний в рамках наземной отработки является обработка полученной при наземной отработке информации и выпуск отчетной документации в виде отчета о проведенных испытаниях. Указанная обработка информации, полученной при наземной отработке, реально проводится не в период испытаний, а после их окончания («после сеанса»). Это вызвано в первую очередь следующими причинами:

- очень большим объемом фиксируемой при комплексных испытаниях информации (несколько сотен параметров с частотой регистрации 1 – 100 Гц в течение десятков минут);
- ограниченными вычислительными возможностями персональных компьютеров, даже при тактовой частоте процессора компьютера выше 1 ГГц;
- ограниченными возможностями применения локальных вычислительных сетей (ЛВС) по передаче больших массивов данных без ошибок.

Поэтому информационная система послесеансовой обработки, входящая в состав АСУТП стендовых испытаний изделий РКТ (см. рис. 2), обеспечивает выполнение функции хранения, вывода информации, обработки информации по результатам испытаний и моделирования процесса испытаний.

Этап обработки информации по результатам испытаний включает:

- преобразование аналоговых параметров в дискретные;
- фильтрацию аналоговых параметров;
- сжатие данных первичной информации без потери информации (с применением математических методов оценки погрешностей измерений).

В свою очередь моделирование процесса испытаний включает:

- моделирование хода испытаний, основанное на полученных данных, возможности визуализации всех измеренных параметров и их производных, изменении скорости течения времени при воспроизведении на экране, реализации функции «пауза»;
- моделирование возможных нештатных ситуаций, основанное на статистических и расчетных данных.

Программное обеспечение информационной системы послесеансовой обработки должно обеспечивать быструю настройку на любое изделие. Оно должно состоять из универсальных модулей, включающих модули:

- информационной системы (виртуальная справочная);
- системы обработки;
- системы вывода.

Повышение эффективности проведения испытаний предполагает повышенное внимание к обработке результатов испытаний.

Сбор, точный анализ, вывод информации в информативном виде представляет собой долгий процесс, что существенно увеличивает время проведения испытаний, а следовательно, и затраты на них. Анализ информации усложняет тот факт, что она поступает с разных источников (отделов, информационных систем) и в разном виде (на разных носителях информации). Кроме того поступающая информация, вследствие неисправностей или различного рода ошибок, может иметь противоречивый характер, что с одной стороны усложняет ее анализ, и с другой позволяет построить систему учета и диагностирования неисправностей.

Уменьшение затрат на испытания возможно за счет применения систем моделирования, что позволит предсказать поведение систем изделия при той или иной ситуации. Сложность построения системы математического моделирования вследствие нестационарности и нелинейности моделируемых процессов, случайного характера возмущений воздействующих на системы изделия не позволяет создать математически строгого метода ее оптимального синтеза. Создание упрощенной математической модели с последующим уточнением модели в процессе подготовки и проведения испытаний существенно упростит решение вышеуказанной задачи, хотя и несколько уменьшит достоверность информации, получаемой с помощью этой системы.

Хранение информации, полученной в ходе испытаний, а также ее классификация может представлять очень большую проблему. Решение данной проблемы



осложняется тем, что необходимо обеспечить хранение всей полученной в ходе испытаний информации, которая в обычном виде может занимать объем значительно превышающий 100 мегабайт. В связи с большим объемом информации и необходимостью быстрого доступа к ней нецелесообразно применять для сжатия информации обычные компьютерные архиваторы. Необходимо создать специализированную систему архивирования, использующую специфичность данных, а именно тот факт, что аналоговые измеряемые параметры меняются в своей массе достаточно медленно. Кроме того, является целесообразным хранение информации с точностью немного большей величине погрешности измерений, что также существенно уменьшит объем хранящихся данных.

Необходимо упростить доступ к информации, что предусматривает написание базы данных со структурой, упрощающей выборку информации, например, по таким ключам как «выдать информацию о работе такого то датчика, при таких то алгоритмах, в такое то время» и тому подобное. Работа с базой данных существенно упростит анализ информации, а также во многом обеспечит работу системы, моделирующей работу изделия, поставляя ей статистическую информацию, накопленную в ходе испытаний.

Система должна учитывать возможность резервного копирования в наиболее компактном виде. Необходимо разработать технологический процесс, обеспечивающий невозможность потери данных в ходе после переноса информации в БД.

Вывод информации на экран и получение твердой копии экрана является одной из основных задач данной системы. Вывод информации необходимо обеспечить как в табличном, так и в графическом виде. Причем, необходимо обеспечить вывод информации в виде графиков или в виде таблиц данных из разных испытаний с использованием вышеописанной базы данных (БД). Выходная информация, получаемая из системы, должна быть изложена в терминах, предпочтительных для специалистов различного профиля.

Сложной проблемой является совмещение аналоговых и дискретных параметров на одном поле вывода (график или таблица). Для преобразования аналоговой информации в дискретную (для анализа поведения процесса в виде графика) необходимо задание критических точек на кривой и ввод информации в таблицу. Такая преобразованная информация используется в системе моделирования поведения изделия.

Для обеспечения корректности обработки в систему необходимо ввести возможность фильтрации аналоговых параметров.

Наиболее сложной и полезной системой является система моделирования работы изделия. Система предназначена для визуализации хода испытаний при послесекансовой обработке данных, полученных с систем измерения и управления изделием со следующими возможностями:

- наличие отображающей схемы изделия (части изделия) с включением всех, участвовавших в испытаниях агрегатов (датчики давления и температуры, сигнализаторы давления, электропневмо и пироклапаны), а также элементы конструкции изделия (баки, трубопроводы и др.);

- имитация хода испытаний с возможностью остановки имитации, обратного движения времени, получения всех измеренных параметров и их производных;

– имитация возможного хода испытаний, основанная на математической модели изделия и статистических данных, накопленных в ходе испытаний, с целью получения в качестве выходных данных в таком же формате, в каком хранятся аналогичные данные реального эксперимента. Это необходимо для последующего сравнения информации реального и модельного экспериментов;

– автоматизированный анализ правильности функционирования алгоритмов системы управления и контроль срабатывания устройств, управляемых системой управления.

Особо следует отметить учет в процессе моделирования факторов, которые не воспроизводятся в условиях наземной отработки, например, имитация условий космической среды в земных условиях или влияния функционирования каких-либо соседних систем и т.д.

Разрабатываемая система в целом должна обеспечивать:

– быструю настраиваемость на объект испытаний. Система должна состоять из отдельных универсальных модулей, обеспечивающих основные операции системы (вывод, преобразование информации, основа модели изделия и т.д.);

– простоту использования разрабатываемой системы;

– высокую надежность хранения информации для исключения потерь информации и обеспечения достоверности воспроизведения хранящейся информации в ее базе данных ;

– возможность масштабирования системы для обеспечения возможного увеличения вычислительных возможностей системы, емкости накопителей данных и количества интерфейсов для операторов;

– программные модули должны обладать свойством переносимости, то есть они должны быть написаны на машиннезависимом языке программирования, с соблюдением необходимых правил. Кроме этого эти модули должны быть хорошо описаны (документированы).

## **ВОПРОСЫ РЕАЛИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЕНЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ АСУ ПРЕДПРИЯТИЯ**

Разработка и внедрение единой интегрированной АСУ предприятия, поддерживающую единую БД предприятия и решенной в виде экспертной системы реального времени, является завершающей задачей создания единой компьютеризированной системы управления предприятием. Задачей, объединяющей в единое целое разработанные и внедренные ранее автономные или сквозные (комплексные) программно-аппаратные системы классов CAD/CAM/CAQ/CAE/CAPPS/CAT.

Примером интегрированной АСУ предприятием в режиме реального времени может служить система SyteLine фирмы SYMIX. Указанная система состоит из следующих функциональных модулей:

1. SyteLine ERP – ядроинтегрированной системы управления предприятием, определяет функции планирования ресурсов и финансов предприятия, осуществляет бухгалтерский учет, планирование и управление материальными потоками;

2. SyteLine APS – система детального планирования с учетом ограничений по производственным ресурсам;

3. SyteSelect – система-конфигуратор продукции и заказов с функцией формирования производственных заданий и закупочных ведомостей выполнения уникальных заказов;

4. SytePower – программный инструмент оперативного анализа и представления финансово-экономических показателей и статистических данных. В конечном счете это программный модуль управления финансово-экономической деятельностью предприятия;

5. SyteService – система управления планово-профилактическими работами и обслуживанием оборудования;

6. SyteGuide – программный инструмент моделирования производственных процессов предприятия с учетом требований международных стандартов обеспечения качества продукции ISO 9000;

7. SyteEDI & SyteWeb – модули электронного обмена данными и информационных интерфейсов. Включает также функции комплектации продукции, калькуляции стоимости, отслеживания готовности продукции (функция диспетчеризации).

Система SyteLine является интегрированной системой управления и охватывает следующие сферы деятельности:

- управление разработкой, изготовлением и испытаниями изделий;
- анализ финансово-экономической деятельности предприятия;
- оперативно-календарное планирование деятельности предприятия;
- отслеживание планов управления основным и вспомогательным оборудованием производственных подразделений;
- управление материально-техническим обеспечением производственной деятельности предприятия;
- решение кадровых вопросов;
- сопровождение и контроль за производственными планами весь период создания и реализации продукции.

Работа интегрированной АСУ предприятия SyteLine начинается с работы компьютерной системы планирования ресурсов предприятия. После оптимизации оперативного плана управления предприятием, информация о производственных планах становится доступной для конструкторских, испытательных и производственных подразделений предприятия. Кроме этого необходимо отметить работу комплекса программ обработки информации о производственно-хозяйственной деятельности, учета информации от подразделений предприятия по обеспечению плановых показателей их деятельности, процессах планирования производства и снабжения.

Система SyteLine имеет информационные программные интерфейсы с проектными и конструкторскими САПР, с программными продуктами расчета трудовых и материальных нормативов.

Аналогами системы SyteLine являются программные системы «Р/З» компании SAP и «БААН-4» компании BAAN.

По результатам приведенного в настоящей работе структурного анализа можно сделать следующие **в ы в о д ы** :

1. На этапе исследований по структуризации задач интегрированной АСУ предприятия, изучаемая система разбивается на совокупность взаимосвязанных подсистем до уровня ее основных компонентов, формализуются задачи, функции и цели работы этих подсистем и механизмы связи между ними (информационные и вещественные).

В результате проводятся исследования по структуризации задач всех этапов разработки изделий РКТ, начиная с составления технического задания на проектирование, по результатам экспертной оценки альтернативных вариантов создаваемого изделия, и заканчивая внедрением интегрированной системы обработки данных в промышленную эксплуатацию.

2. Необходимость опережающих исследований, наличие сопутствующих испытаний по всем стадиям жизненного цикла изделия РКТ, экономическая целесообразность (связанная с разработкой активных методов управления качеством и жестким ограничением числа экспериментов в составе наземной отработки) заставляют искать новые технологические подходы к решению комплексной проблемы снижения затрат на наземную отработку аэрокосмической техники и повышения ее конкурентоспособности за счет формирования вектора качества в рамках гибких автоматизированных адаптивных технологий уже на ранних стадиях жизненного цикла изделий РКТ (например, САД или САТ).

3. Рассмотрение взаимосвязанных этапов создания изделий РКТ, включая детализацию задач послесервисной обработки испытательной информации о характеристиках элементов, узлов, агрегатов и систем, должно явиться эффективным средством повышения качества изделий РКТ в целом и требует большого объема методической подготовки, включающей поисковые расчетно-теоретические исследования с использованием вычислительной техники, методик планирования экспериментов, разработки информационно-измерительных систем, методики испытаний и др.

4. Большие материальные затраты на разработку изделий РКТ и необходимость активного формирования вектора качества продукции заставляют идти по пути внедрения автоматизированных систем управления не только технологическими системами, но и организационными структурами на всех стадиях жизненного цикла изделий РКТ.

5. Особенностью работ над космическими и наземными системами является совмещение (интегрирование) исследования, проектирования, производства, испытаний и эксплуатации. Поскольку в настоящее время до 60% всех затрат на разработку и создание изделий ракетно-космической техники составляют затраты на обеспечение наземных испытаний, число натурных экспериментов, как правило, жестко ограничено. Поэтому представляется целесообразным в общую структуру испытаний включить отдельной составляющей частью (подсистемой) испытания агрегатов, узлов и изделия в целом методом имитационного моделирования (САЕ).

6. На всех стадиях жизненного цикла изделия экономически целесообразным представляется не разработка новых специализированных производственно ориентированных систем обработки данных, а универсализация базовых систем и их адаптация к объектам исследования. Примером может служить внедрение интегрированной программной системы I-DEAS класса CAD/CAM/CAE-систем.

7. Учитывая большое влияние «человеческого фактора» в рассматриваемой проблематике, представляется неэффективным проведение автоматизации традиционных методов «бескомпьютерного» порядка управления ввиду большой доли неформализуемых приемов управления.

8. Работы по внедрению интегрированной АСУ предприятия должны быть завершающими в целой череде внедрений локальных компьютеризированных систем классов CAD/CAM/CAE/CAQ/CAPPs/CAT.

#### ЛИТЕРАТУРЫ

1. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. М.: Машиностроение, 1998, 240с.

2. Баталин Н.Н., Бизяев Р.В. Концепция моделирования комплексной наземной отработки стендовых изделий РКТ, Тезисы доклада на Втором Межведомственном научно-практическом семинаре 26–30 октября 1998 «Проблемы и технологии создания и использования космических систем и комплексов на базе малых КА и орбитальных станций», сборник тезисов докладов, М.: ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 1998, с.140.

3. Евсеев О.В., Кравченко В.А. Применение ЭВМ в управлении технологическими процессами. Автоматизация и интеллектуализация производств. М.: изд. МГОУ А/О Росвузнаука, 1992, 246 с.

4. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н. Решение задачи оптимизации в имитационном моделировании технологического процесса изготовления агрегатов и узлов изделий РКТ. М.: Научно-технический сборник «Информационные технологии в проектировании и производстве», изд. Метатехнология ВНИИМИ, 1997, выпуск 4, 39 – 46 с.

5. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Давыдов О.И. Оценка динамики и управления движением разгонного блока «Бриз-М» при наземной отработке, Общероссийский научно-технический журнал «Полет», М.: Машиностроение, № 9, 2001, 6–10 с.

6. Недайвода А.К., Альбрехт А.В., Киселев Л.Н., Бизяев Р.В. Совместная отработка двигательной установки со штатной системой управления перспективных разгонных блоков при огневых испытаниях. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», М.: Машиностроение, № 1, 2001, 3–9 с.

7. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Баталин Н.Н., Пущенко Н.Н. Информационная модель сопровождения лабораторно-стендовой отработки изделий РКТ, Общероссийский научно-технический журнал «Полет», М.: Машиностроение, № 1, 2004, 47–53 с.

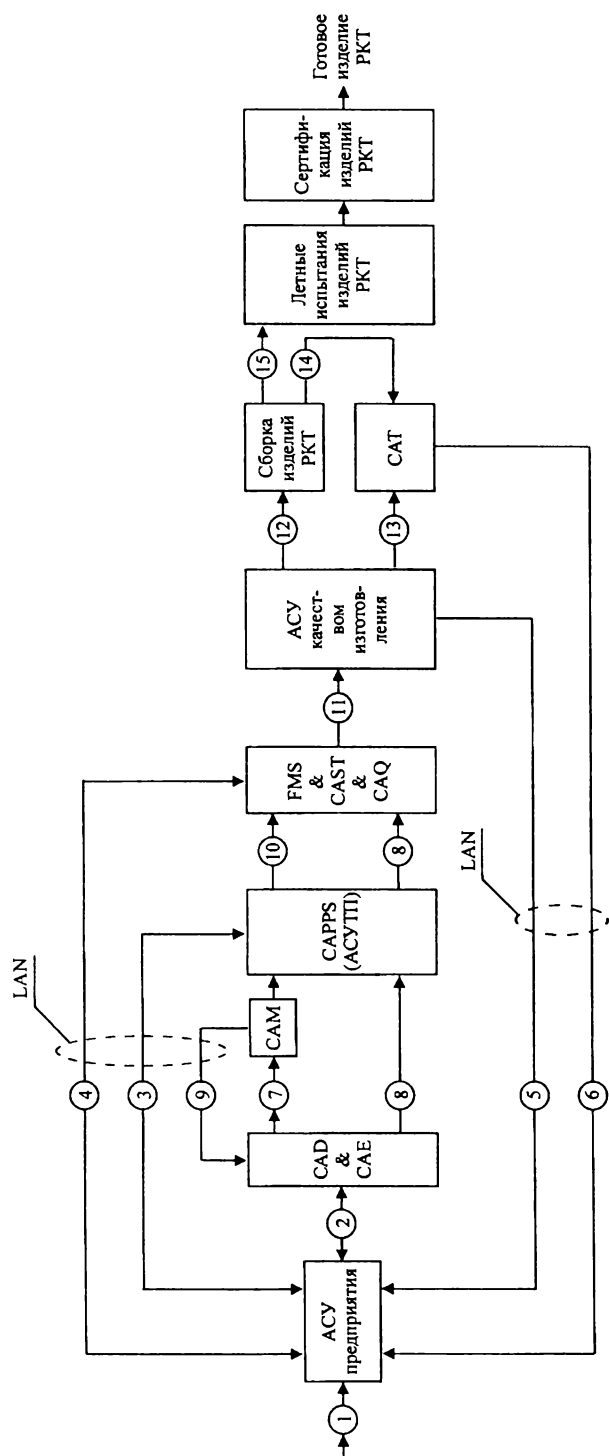
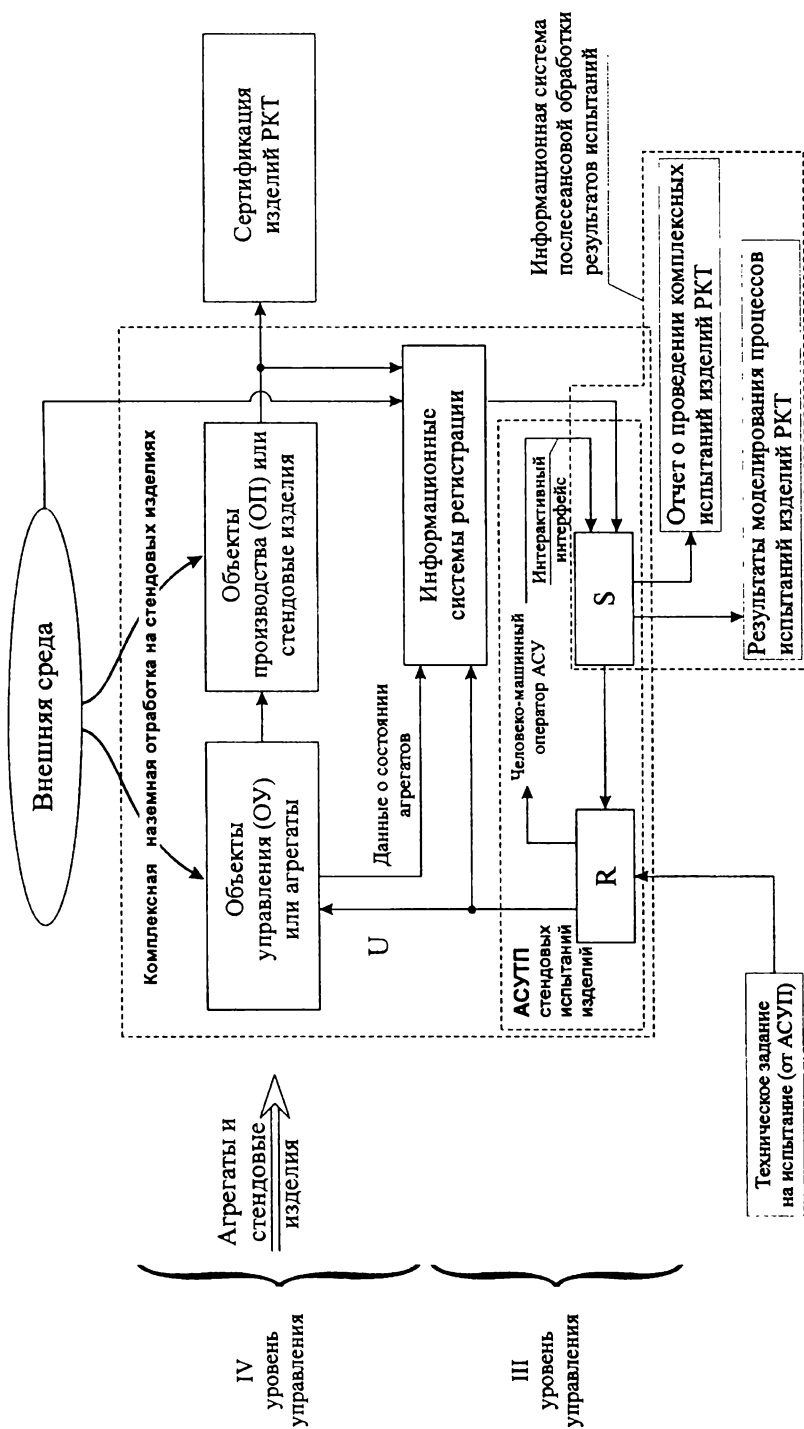


Рис. 1. Функциональная схема изготовления изделия РКТ



U - циклограммы полета или управляющие алгоритмы систем;

R - алгоритм реализации управляющих воздействий;

S - область виртуальной памяти хранения и обработки данных о текущем состоянии агрегатов и систем изделий РКТ.

Рис. 2. Концептуальная модель наземной обработки изделий РКТ

# НАПРАВЛЕНИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

## Струйный метод очистки баков

*Кологов А.В.*

С началом производства изделий с криогенными компонентами топлива (12КРБ) возникла необходимость в повышении качества и культуры производства изделий, связанная с повышенными требованиями по промышленной чистоте. Были введены жесткие требования как к остаточной массе механических загрязнений в топливных баках (не более 40 мг), так и к повышению общего качества очистки, обезжиривания и составу газовой среды топливных емкостей. Кроме того возросли требования по чистоте компонентов топлива, клапанов, магистралей.

Большинство ранее выпускаемых изделий на высококипящих компонентах изготавливались и собирались в обычных производственных помещениях и очищались вручную методом протирки органическими растворителями. Данные условия производства и методы очистки не удовлетворяют повышенным требованиям чистоты для баков криогенных изделий. Для подобных изделий требуется гораздо более «чистая» технология производства и новые методы очистки.

Реализация таких высоких требований для крупногабаритных изделий потребовала поиска новых технологий изготовления изделия, методов их очистки и сборки, а также создания «чистых» помещений с жесткими требованиями по запыленности воздушной среды участков сборки, испытаний, промывки и контроля чистоты.

Проблема очистки внутренних полостей изделий так или иначе встает перед каждым предприятием, занимающимся производством космической техники, и многие из них отдают предпочтение одному из наиболее производительных и качественных методов – струйной очистке с использованием специальных жидкостей (хладонов, водномоющих растворов и других растворителей). Этим путем пошли НПО «Энергия» при создании своей тяжелой ракеты и разработчики РКН «Зенит», и наши американские коллеги, не стало исключением и наше опытное производство.

Для очистки криогенных баков изделия 12КРБ было принято решение использовать метод струйной очистки с помощью жидких фреонов (хладон-113). Данное решение принято в связи с высокой технологичностью моющей среды (хладон-113 малотоксичен, пожаро- и взрывобезопасен) в сочетании с высоким качеством очистки и обезжиривания очищаемых поверхностей. Подобный стенд создавался в нашей стране впервые.



Монтаж участка струйной очистки топливных емкостей хладоном, спроектированного УКР НИИТМ по заданию КБ «Салют», был завершен в 1996 году. В течение года продолжалась доводка и пусконаладочные работы силами отдела №634 КБ «Салют», а с 1997 года – опытная эксплуатация участка. В процессе эксплуатации было проведено большое количество доработок и усовершенствований оборудования участка, а также определены технологические режимы и особенности процесса струйной очистки. Всего за этот период проведены очистка и тарировка более восьми технологических и летных изделий.

Некоторое время продолжались доработки участка с участием представителей проектной организации, после чего руководство вынуждено было полностью отказаться от услуг УКР НИИТМ. Однако и опытная эксплуатация участка, начавшаяся весной 1997 года, и первые пробные пуски также выявили большое количество недоработок различного характера, связанных как с ошибками конструкторов, так и с неправильной идеологией работы комплекса в целом. Его доводка, параллельно с эксплуатацией, продолжается и в настоящее время. За этот период было решено множество задач, связанных как с доработкой имеющегося оборудования, так и с разработкой технологических процессов струйной очистки изделий.

Общая площадь участка составляет более 500 м<sup>2</sup>, и, как по своим масштабам, так и по имеющемуся комплексу оборудования, он является уникальным для нашей страны и одним из крупнейших в мире. Его характеристики приведены в табл. 1.

В результате проделанных на участке работ накоплен уникальный опыт по разработке и эксплуатации струйной моечной оснастки и оборудования, а также технологии работы со специфическими моющими средами. Данный задел позволит при необходимости осуществить быструю адаптацию участка под новые перспективные изделия ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, а также осуществить перевод оборудования на новые моющие жидкости, не разрушающие озоновый слой. В качестве примера на рис. 1 показана схема промывки бака горючего.

В настоящее время рассматривается вопрос о дооснащении участка под очистку хладоном таких перспективных изделий, как криогенный разгонный блок КВРБ и новая РН «Ангара».

В работе принимали участие сотрудники: Усач Т. М., Григорьев О.В., Кологов А.В., Никифоров В.В., Лукьянов В.П., Агаханов Б.Г.

#### Технические данные участка

Таблица 1

|                             |                           |
|-----------------------------|---------------------------|
| Общая площадь участка       | более 500 м <sup>2</sup>  |
| Моющее средство             | Хладон-113                |
| Максимальный запас хладона  | 24 м <sup>3</sup>         |
| Давление на входе в изделие | до 12 кгс/см <sup>2</sup> |
| Максимальный расход         | 25 м <sup>3</sup> /ч      |
| Расход воздуха (при сушке)  | 40-50 м <sup>3</sup> /ч   |
| Температура сушки изделий   | 50...60 °С                |
| Потребляемая мощность       | 150 кВА                   |
| Расход жидкого азота        | 100 кг на изд.            |

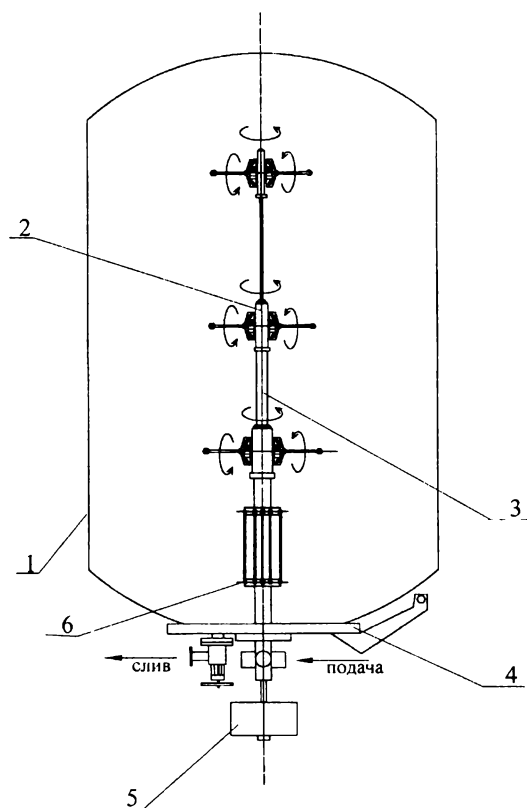


Рис. 1. Схема расположения промывочной оснастки в баке «Г» изделия 12КРБ:

1 – изделие; 2 – моечные головки; 3 – штанга; 4 – технологическая крышка; 5 – противовес; 6 – тены

## Ротационная вытяжка вытеснительных диафрагм переменной жесткости

*К.т.н. Половцев В.А, Розенцвайг В.М.*

Для подачи топлива, в том числе в условиях невесомости, применяются сферические баки, снабженные металлической диафрагмой. Диафрагма представляет собой наиболее сложный и ответственный элемент переменной жесткости, позволяющий обеспечивать бесперебойную подачу топлива в двигатели РКТ.

В КБ «Салют» разработана и внедрена технология изготовления вытеснительных диафрагм диаметром 360 мм из материала АМг6 толщиной 2,0 мм методом ротационной вытяжки (раскатка).

Формообразование диафрагмы выполняется на универсальном токарном станке с ЧПУ модели 16К80Ф25 из предварительно отштампованного полуфабриката, контур которого рассчитан по ОСТ 92-1634-76.

В качестве средств технологического оснащения при раскатке используются блок роликов и оправка, контур которой соответствует требуемому контуру диафрагмы. Переменная толщина стенки диафрагмы, обеспечивающая заданный цикл ее работы в изделии, обеспечивается специальной программой деформирования, которая разрабатывается по расчетным и экспериментально отработанным зазорам между оправкой и раскатным роликом во всех ключевых точках траектории в строго определенном положении оправки.

Допуск толщины стенки диафрагмы соответствует УКД и составляет 0,05 мм при допуске  $\pm 0,08$  мм, по поясам толщиной от 1,26 до 1,7 мм, прямая толщина по поясу составляет 0,08 мм при допуске 0,01 мм.

В настоящее время данная диафрагма изготавливается серийно для комплектации баков изделий разработки КБ «Салют».

По разработанной технологии освоено изготовление вытеснительных диафрагм диаметром 540 мм для сферических баков изделия «Бриз-М».

В работе принимали участие: Половцев В.А., Борин В.В., Боронтов В.Н., Афанасьев Л.А., и др.

### **Диффузионная сварка каркаса электромагнитного клапана**

*Шилло Г.В., Юрченко Е.Н.*

В пневматических системах РН и КА нашли применение электромагнитные клапаны (ЭКМ).

Ранее в конструкциях аналогичных ЭКМ применяли резьбовые соединения, однако для ЭКМ пневмосистемы РН «Ангара» с повышенными требованиями по прочности ( $P_{исп} - 300$  атм) и герметичности ( $5 \cdot 10^{-4}$  л.мкм.рт.ст.сек), такие соединения непригодны. В связи с этим было предложено заменить резьбовое соединение на сварное.

Каркас электроклапана состоит из деталей, изготовленных из магнитной стали Э810 и немагнитной стали 12Х18Н10Т (рис.1).

На первых этапах освоения производства каркасов ЭКМ была применена электроннолучевая сварка (ЭЛС). Однако значительные отличия физико-химических свойств соединяемых материалов приводили к повышенной пористости сварных соединений, выход годных каркасов не превышал 30%.

Для устранения этих недостатков было предложено заменить электроннолучевую сварку на диффузионную.

Диффузионная сварка происходит в твердом состоянии, при этом монолитное соединение образуется вследствие возникновения связей на атомном уровне, появившихся в результате максимального сближения контактных поверхностей за счет локальной пластической деформации при повышенной температуре, обеспечивающей взаимодиффузию в поверхностных слоях соединяемых материалов.

Процесс диффузионной сварки каркаса ЭКМ осуществляли на стандартной электротермической вакуумной печи типа СГВ – 2,5, обеспечивающей создание вакуума  $5 \cdot 10^{-5}$  мм рт.ст. и температуру до 1201°C.

Сварка производится в специализированной сборочно-сварочной оснастке, изготовленной из ниобиевого сплава ВН5, имеющего коэффициент линейного расширения в 3 раза меньше коэффициента линейного расширения свариваемых деталей. За счет этого при нагреве до температуры сварки создается сварочное усилие, необходимое для прохождения процесса диффузионной сварки.

Применение диффузионной сварки позволило получить соединение равнопрочное основному материалу Э810. Прочность и герметичность соединений отвечают требованиям КД, выход годных сварных каркасов ЭКМ составляет не менее 99 %.

Электромагнитные клапаны, изготовленные с применением диффузионной сварки, применены в РН «Ангара».

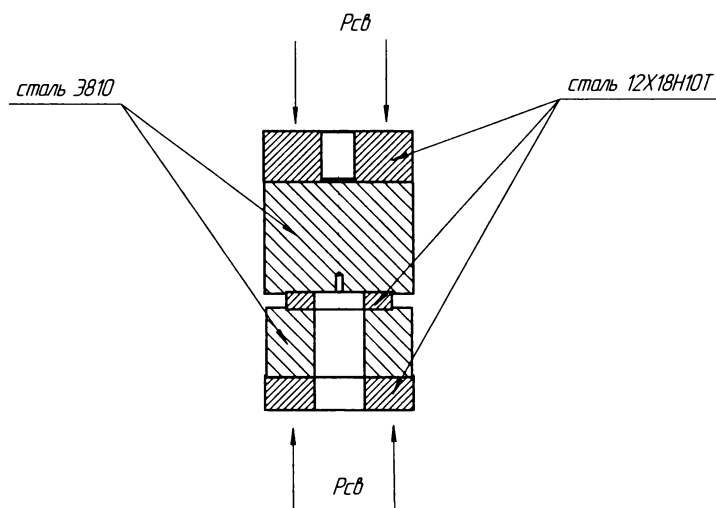


Рис.1. Схема сборки заготовок каркаса электроклапана под диффузионную сварку

### Навесной сварочный автомат для механизированной сварки заключительных швов люка баковых конструкций

Травинкин Ю.П., Полунин В.И.

Для заклочительных стыков баковых конструкций первое время применялись механические фланцевые соединения, но для изделий длительного хранения они были непригодны.

На ракете УР-100 для ампулизации применили сварку торцевого соединения. Но такие соединения имеют ряд недостатков:

- невозможность рентгеноконтроля;
- повышенное содержание окисных пленок в шве из-за плохого проникновения сварочной дуги в зону контакта двух торцов;
- необходимость подтверждать качество сварки образцами-свидетелями.

На изделии «Наряд» для заключительного сварного шва была разработана конструкция люка-лаза с применением стыкового соединения, что существенно повысило качество сварки. При этом стал возможен рентгеноконтроль и конструкция стала ремонтоспособной.

Для сварки этого соединения был спроектирован кем и изготовлен навесной автомат. Сварочный автомат устанавливался на технологические кронштейны изделия, и сварочная головка «обежала» стык, при этом изделие оставалось неподвижным.

Автомат является достаточно мобильным – масса его около 20 кг, автомат легко переносится и устанавливается двумя рабочими.

Внедрение автомата позволило значительно повысить качество сварных швов, а стыковое соединение обеспечить ремонтный вариант изделия.

Технология сварки заключительного шва люка баковых конструкций навесным сварочным автоматом была внедрена на нашем предприятии. В разработке и внедрении принимали участие: Макаров Н.В., Егоров А.В., Травинкин Ю.П., Полунин В.И..

### **Биметаллические переходники АМг6+12Х18Н10Т, изготовленные сваркой трением**

*Травинкин Ю.П., Полунин В.И.*

Конструкции изделий имеют развитые пневмогидравлические системы. Суммарная протяженность трубопроводов в них может достигать нескольких сот метров. Так как одни агрегаты изделий выполняются из нержавеющей стали, а другие из алюминиевых сплавов, то до 1965 года их трубопроводы соединялись между собой при помощи фланцевых или ниппельных разъемов. Сварка разнородных металлов трубопроводов непосредственно между собой обычными методами невозможна из-за значительной разницы в физико-химических свойствах алюминиевых сплавов и нержавеющей стали. Применяемые механические соединения имели серьезный недостаток – потерю герметичности во времени.

Несмотря на этот недостаток механические конструкции соединений трубопроводов из разнородных металлов являлись единственными и применялись на всех изделиях.

Необходимость создания изделий длительного хранения потребовала разработки соединений разнородных металлов, полностью сохраняющих герметичность во времени.

В 1965 году была разработана конструкция и технология производства биметаллических соединений переходников трубопроводов из материалов АМг6 и Х18Н9Т. Новизна работы была защищена авторскими свидетельствами №184310 и №31645.

В КБ «Салют» группой авторов был предложен способ соединения трубопроводов из разнородных металлов и сплавов через заранее изготовленный биметаллический переходник.

Переходники диаметром более 40 мм изготавливали штамповкой-вытяжкой стаканов из биметаллического листа.

Для изготовления биметаллических переходников диаметром менее 40 мм были проведены работы по сварке трением АМг6 с Х18Н9Т через прослойку чистого алюминия АД-1.

Соединение АМг6 с Х18Н9Т было осуществлено по следующей схеме:

- 1) сварка трением заготовки АМг6 с заготовкой АД1;
- 2) сварка трением заготовки из стали Х18Н9Т с полученной заготовкой со стороны АД1.

Полученные таким образом биметаллические переходники имели стабильные свойства, что было подтверждено стендовыми и летными испытаниями и впервые применено в конструкции изделия УР-100.

Технология соединения трубопроводов из разнородных металлов через биметаллический переходник была впервые применена в КБ «Салют».

Авторское свидетельство по заявке №839033 выдано авторам: Заславскому Ю.Л., к.т.н. Генкину А.Г., Ивакину-Тревогину Р.Ф., Понцову В.А., Ягодкиной Н.К., Рябову В.Р.

Авторское свидетельство по заявке № 964829 выдано авторам: к.т.н. Генкину А.Г., Заславскому Ю.Л., Астаховой А.П., Штернину Л.А., Вилль В.И.

## **Сварка крупногабаритных цельноштампованных сильфонов**

*Дульский А.Е.*

Весьма сложную задачу пришлось выполнять в КБ «Салют» в начале 70-х годов по изготовлению крупногабаритных цельноштампованных сильфонных вытеснителей со складывающимися гофрами диаметром 470 мм и длиной 3000 мм.

Для изготовления сильфонных вытеснителей была выбрана и отработана схема сборки-сварки секций сильфонов, изготовленных из сваренных продольным швом обечаек.

Опыта по автоматической сварке тонколистовых конструкций из ленты 12Х18Н10Т толщиной 0,22 мм ни у предприятия ни в отрасли в то время еще не было, никто не знал, какие требования должны быть предъявлены к сварочному оборудованию, подготовке сварочных кромок под сварку. Начинали с того, что для сварки продольного стыка обечаек сварочные кромки шлифовались. Впоследствии, наработав достаточный опыт, внедрили оснастку для точной и ровной резки сварочных кромок заготовок для сварки обечаек.

Для сварки обечаек и сильфонных вытеснителей были разработаны и изготовлены уникальные стенды, обеспечивающие сборку свариваемых кромок под сварку и перемещение сварочной горелки по стык с точностью до 0,05 мм. Получение качественных сварных швов было обеспечено благодаря внедрению нового процесса микроплазменной сварки. При отработке режимов сварки экс-

периментально выбирался состав газовой смеси «водород+аргон» для обеспечения стабильного горения дуги при сварочном токе 4-6 А и получения качественного торцевого соединения. Для оценки работоспособности сварных соединений сварные швы подвергались механическим испытаниям и испытаниям на циклические нагрузки.

В целом эта работа была выполнена благодаря совместной слаженной работе конструкторов технологической службы, специалистов в области сварки, штамповки, контроля герметичности и металлургов.

В работе по разработке технологии сварки сильфонных вытеснителей принимали участие: В.Н. Щеголев, М.Л. Винокур, Н.И. Морозов, Г.Ф. Муров, В.А. Щасливый.

### **Разработка технологии и оборудования для автоматической сварки неповоротных стыков трубопроводов ПГС**

*Дульский А.Е.*

В середине 60-х годов на предприятиях авиационной и космической промышленности для автоматической сварки трубопроводов использовались промышленные, спроектированные НИАТом, сварочные головки с подачей присадочной проволоки, габариты и масса которых ограничивали их применение в разработках КБ «Салют».

Перед конструкторами технологической службы была поставлена задача спроектировать малогабаритные сварочные автоматы, позволяющие сваривать неповоротные стыки тонкостенных трубопроводов малых диаметров без присадочной проволоки. Разрабатывались вновь малогабаритные приводы сварочных головок с планетарными редукторами, унифицированные механизмы слежения по стыку с учетом конструктивных особенностей изделия, использовались современные диэлектрические материалы для изготовления изоляторов.

Изготовленные в КБ «Салют» сварочные автоматы серии АСА по сравнению с промышленными прототипами получились в два раза меньше и в пять раз легче.

Для получения качественных сварных швов была отработана и применена в то время новая импульсная аргонно-дуговая сварка без присадочной проволоки методом автоопрессовки.

Расширение технических возможностей сварочных автоматов позволило подойти к вопросу автоматической сварки трубопроводов и агрегатов ПГС в стесненных условиях монтажа взамен ниппельных соединений при окончательной сборке. Отрабатывалась конструкция и технология сварки соединений на подкладном кольце.

На ВДНХ разработка малогабаритных сварочных головок серии АСА была отмечена Золотой медалью.

В этих работах участвовали : В.А. Аверичев, В.Н. Щеголев, М.Л. Винокур, Н.И. Морозов, В.Ф. Балтрушайтис, Г.Ф. Муров, А.Г. Генкин.

## **Электронно-лучевая сварка толстостенных заготовок шпангоутов и обечаек из алюминиевых сплавов**

*Главочевский Д.Ф., Каверин А.В.*

В начале 90-х годов перед ГКНПЦ им. М.В. Хруничева возникла проблема сварки заготовок шпангоутов в виде прессованных полос большого сечения встык из-за отсутствия спецпрофилей.

Традиционно для сварки прессованных полос применялись контактно-стыковая сварка (КС) и многопроходная ручная аргонно-дуговая (для сплава АМг6). Для осуществления КС требовалось приобретение контактно-стыковой установки большой мощности для сварки больших сечений, а механические свойства при многопроходной ручной аргонно-дуговой сварке не удовлетворяли требованиям КД.

В связи с этим в КБ «Салют» была поставлена задача найти новый вид сварки, способный заменить КС и ручную аргонно-дуговую сварку. После проведения анализа существующих видов сварки была предложена электронно-лучевая сварка (ЭЛС).

В КБ «Салют» с привлечением подрядной организации ГП Спецстрой № 4 был проведен монтаж специализированной установки для электронно-лучевой сварки (СУЭЛС-IV), отработана и внедрена технология ЭЛС при изготовлении элементов крупногабаритных баковых конструкций (шпангоуты, обечайки и т.п.) из алюминиевых сплавов АМг-6, 1201, 01570 толщиной от 10 до 125 мм за один проход.

При отработке технологии ЭЛС толстостенных конструкций, особенно при сварке продольных швов заготовок шпангоутов, имели место дефекты типа непровара в корневой части шва, связанные с предварительной настройкой электронно-лучевой пушки (ЭЛП) относительно сварного стыка (совмещение электронного луча с передней и задней плоскостями стыка).

Чтобы избежать возможного непровара в корневой части сварного шва, была предложена конструктивная особенность подготовки свариваемых стыков шпангоутов с дополнительной полочкой (рис. 1) для настройки электронного луча с передней части стыка на заднюю часть стыка шпангоута, а также применен лазерный прицел, который позволил проводить предварительную настройку электронного луча относительно свариваемого стыка с точностью до 0,3 мм, а следовательно обеспечить 100%-ное проплавление кромок по всему сечению.

Технология ЭЛС была успешно применена при изготовлении элементов топливных баков (шпангоутов, цилиндрических и конических обечаек) изделия 12КРБ. Всего для этого изделия ЭЛС было сварено около 140 обечаек и 70 шпангоутов.

ЭЛС позволила повысить механические свойства сварных соединений (коэффициент прочности при ЭЛС – 0,95, при КС – 0,8 а при автоматической аргонно-дуговой – 0,85 для сплава АМг6), свести к минимуму отклонения от теоретического контура (деформации), уменьшить величину тепловых компенсаторов, что существенно снизило массу баков изд. 12КРБ.



Вышеперечисленные преимущества ЭЛС в сравнении с аргонно-дуговой сваркой, а также многолетний накопленный опыт при изготовлении изделий 12КРБ позволили расширить применение ЭЛС и на других изделиях, таких как РН «Протон-М» (сварка заготовок фланцев топливных баков), РБ «Бриз-М» (сварка обечаек топливных баков), многочисленные проставки, отсеки горячего разделения и др. изделия, к которым предъявляются высокие требования по прочности, пластичности и герметичности сварных соединений.

Всего с момента ввода в эксплуатацию установки для электронно-лучевой сварки СУЭЛС-IV было сварено более 400 ед. конструкций.

Технология электронно-лучевой сварки элементов баковых конструкций была внедрена на нашем предприятии. В разработке и внедрении технологии принимали участие: Главочевский Д.Ф., Беляев В.В., Власова И.Н., Ленько Ю.А., Переборов Г.В., Колясников М.И.

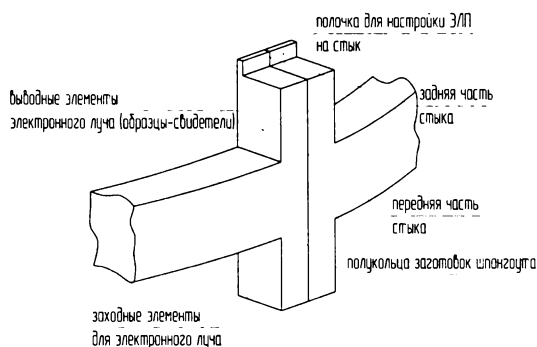


Рис. 1. Конструктивные особенности подготовки заготовок шпангоутов под ЭЛС

## Фрикционная сварка алюминиевых сплавов

*К.т.н. Половцев В.А., Макаров Н.В., Шилло Г.В.,  
Главочевский Д.Ф., Травинкин Ю.П.*

Для изготовления сварных конструкций из алюминиевых сплавов наибольшее применение во всех отраслях машиностроения получила сварка плавлением. Однако из-за структурных превращений и остаточных сварочных напряжений, присутствующих в том числе и при применении высококонцентрированных источников нагрева, происходит значительное снижение исходной прочности материала.

Представляет повышенный интерес разработка новых способов сварки, позволяющих снизить указанные негативные процессы и повысить конструктивную прочность сварных соединений. Первые зарубежные информационные сообщения о результатах исследований нового способа сварки трением FSW (friction stick welding) – фрикционной сварки вращающимся инструментом – появились в специальной технической литературе в конце 90-х гг.

Фрикционная сварка представляет процесс, при котором образование неразъемного соединения двух деталей происходит за счет выделения тепловой энергии трения, пластификации и интенсивного перемешивания материала кромок вращающимся сварочным инструментом (рис. 1).

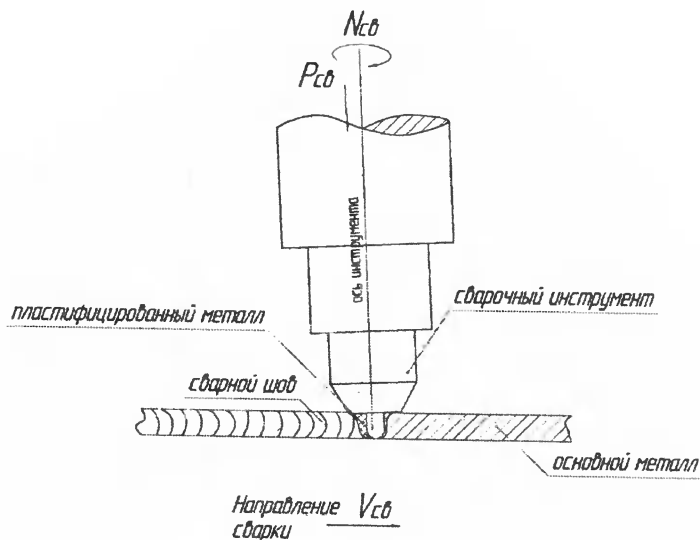


Рис. 1. Схема сварки трением

Комплексные исследования эксплуатационных свойств сварных соединений алюминиевых сплавов, полученных фрикционной сваркой (ФС), проведенные в 2001–2004 гг. в КБ «Салют» совместно с ОАО «Композит» и ОАО «НИАТ», подтвердили ряд следующих преимуществ ФС по сравнению со сваркой плавлением:

- отсутствуют условия для образования дефектов в виде горячих трещин, пористости, оксидных включений и т.д.;
- незначителен уровень остаточных сварочных напряжений и деформаций, при этом растягивающие напряжения сменяются на сжимающие, что увеличивает конструктивную прочность сварного соединения;
- образуется мелкозернистая структура шва, химический состав шва аналогичен химическому составу основного металла;
- повышается прочность сварного соединения;
- отсутствует выделение каких-либо вредных производственных факторов (газовыделения, светоизлучение, высокие температуры и т.д.);
- возможность сварки высокопрочных алюминиевых сплавов, не свариваемых или трудносвариваемых сваркой плавления (типа дуралюминов).

Полученные результаты убедительно показали перспективность нового способа сварки при создании топливных баков РН и герметичных корпусов К.А. из алюминиевых сплавов. Это позволило начать в 2004 году серийную отработку технологии, оборудования, сварку и испытания конструктивноподобных образцов, которые еще раз доказали преимущества фрикционной сварки, а со второго

полугодия 2005 г. – подготовку производства РКЗ к изготовлению штатных лейнеров из сплавов АМгб для металлопластиковых баллонов вместимостью 26 литров. Разработку, изготовление оснащения и оборудования, а также подготовку производства к изготовлению крупногабаритных топливных баков планируется осуществить в 2006–2007 гг.

## Разработка новых технологических процессов

*К.т.н. Половцев В.А., Михеев В.И., Хасянов Р.Ш., Кораблев Р.А.,  
Яшин И.А., Романенко А.Ю. Кулашкина В.Н., Смирнова Т.Н.*

### Трубчатые элементы межбаковой ферменной конструкции из металлического композиционного материала АМгб-В с титановыми и алюминиевыми законцовками

С целью снижения массы ферменных межбаковых конструкций проведена экспериментальная работа по отработке технологии получения металлокомпозита на основе сплава АМгб усиленного волокнами бора АМгб-В. С использованием технологии паростатического прессования изготовлены трубчатые заготовки с законцовочными элементами из свариваемого алюминиевого сплава АМгб и титановых сплавов.

Получение трубчатых элементов из композитного материала АМгб-В осуществлялось на специальном оборудовании и оснастке путем диффузионной сварки многослойного пакета заготовок из плазменно-напыленной моноленты АМгб-В.

Изготовлены партии трубчатых элементов Ø 60 мм из КМ АМгб-В (рис.1), физико-механические характеристики материала которого представлены в табл. 1.

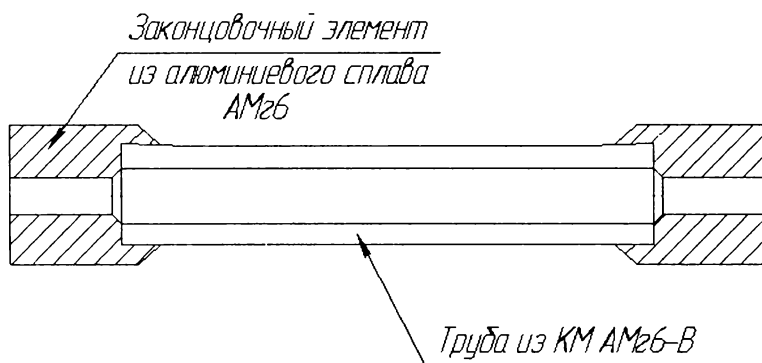


Рис. 1

Таблица 1

|                                                                                          |                   |
|------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------|
| Плотность, $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>                                                    | 2550              |
| Предел прочности при растяжении в продольном направлении, $\delta_{в\text{ раст}}$ , МПа | $\geq 1000$       |
| Предел прочности при растяжении в поперечном направлении, $\delta_{в}$ , МПа             | $\geq 100$        |
| Модуль упругости в продольном направлении, $E$ , МПа                                     | 240000÷<br>270000 |
| Предел прочности при сдвиге законцовки относительно трубы, $\tau_{в}$ , МПа              | $\geq 80$         |
| Предел прочности при сжатии, $\delta_{в\text{ сж}}$ , МПа                                | $\geq 1300$       |

Из полученных трубчатых элементов изготавливались экспериментальные конструкции, которые прошли испытания по специальным программам с учетом условий хранения и эксплуатации изделий.

Трубчатые элементы межбаковой ферменной конструкции применялись на изделии 19 ДМ (“Шторм”).

Применение трубчатых элементов из КМ АМг6-В позволяет снизить массу ферменных межбаковых конструкций космических летательных аппаратов на 20...30 % по сравнению с применением трубчатых элементов из алюминиевых сплавов.

Работа проводилась сотрудниками: Михеевым В.И., Кулашкиной В.Н., Смирновой Т.Н. совместно с НПО «Композит», Институтом физики твердого тела РАН, Институтом металлургии и материаловедения РАН.

### **Герметизация микротечей сварных соединений газодинамическим напылением**

В процессе изготовления сваркой герметичных емкостей из алюминиевых сплавов периодически возникают задачи ремонта микротечей в зоне сварных швов, которые до последнего времени устраняли подваркой. Однако алюминиевые сплавы и, в особенности, термоупрочняемые сплавы типа 1201 обладают и допускают не более двух подварок, так как каждая подварка сопряжена со значительным тепловложением, что приводит к изменению структуры, снижению механических, коррозионных и других свойств материала.

С целью герметизации микротечей в сварных швах на алюминиевых топливных баках проведена работа по внедрению на предприятии газодинамического метода напыления, давшая положительные результаты.

Метод заключается в нанесении на обрабатываемую поверхность порошков металлов или их смесей с керамическими порошками с помощью сверхзвукового газового потока, который создается подачей газа высокого давления на вход сверхзвукового сопла (рис. 1).

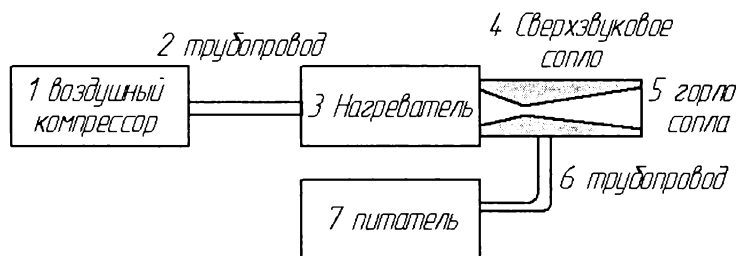


Рис. 1

## Терморегулирующие покрытия

С целью защиты некоторых агрегатов на борту космического аппарата от воздействия высокотемпературных газовых потоков корректирующих двигателей на борту устанавливаются тепловые защитные экраны из нержавеющей стали с теплоизлучающим покрытием.

Было изготовлено методом нанесения и исследовано более десяти различных типов состава покрытий на основе порошков Ti, TiN, TiC, SiC, ZrO<sub>2</sub> и др. Измерения коэффициента теплового излучения ( $\epsilon$ ) осуществлялось с помощью терморадометра модели ТРМ-М. Адгезионная прочность контролировалась методом изгибания образца с нанесенным покрытием на 90 градусов с радиусомгиба 5 мм с последующим разгибом. Проведенные эксперименты показали, что наибольший коэффициент теплового излучения ( $\epsilon = 0,7 \pm 0,078$ ) имели образцы с покрытием смеси порошков ZrO<sub>2</sub> и SiC в соотношении 1:1.

В результате проведенных исследований были установлены оптимальная толщина слоя, которая равнялась 1,0...1,5 мм, и состав композиционного покрытия на основе порошков алюминия и металлокерамики (SiC или AL<sub>2</sub>O<sub>3</sub>), надежно герметизирующие микротечи.

Результаты исследований прочности герметизирующего покрытия и прочности сцепления его с подложкой ( $\sigma_{отр}$  – предел прочности отрыва покрытия от подложки,  $\tau$  – предел прочности сдвига покрытия относительно подложки,  $\sigma_B$  – предел прочности покрытия) представлены в таблице 2.

Таблица 2

| Марка материала                  | Условия проведения испытаний | Значения прочности, МПа |                    |                            |
|----------------------------------|------------------------------|-------------------------|--------------------|----------------------------|
|                                  |                              | на разрыв<br>$\sigma_a$ | на сдвиг<br>$\tau$ | на отрыв<br>$\sigma_{отр}$ |
| Алюминиевые сплавы<br>АМг6, 1201 | при 293К                     | 82                      | 53                 | 55                         |
|                                  | при 77К                      | 170                     | 90                 | 91                         |
|                                  | после термоциклирования      | 88                      | 55                 | 64                         |
| Нержавеющая сталь 12Х18Н9Т       | при 293К                     | 88                      | 57                 | 50                         |
|                                  | при 77К                      | 160                     | 127                | 96                         |
|                                  | после термоциклирования      | 85                      | 76                 | 59                         |

## Покрытия под пайку

С целью замены гальванической технологии получения покрытий под пайку алюминиевых теплообменников проведена работа по отработке технологии нанесения медных и никелевых покрытий под пайку на алюминисвые детали различной конструкции с помощью газодинамического метода.

В результате проведенной работы были установлены оптимальные составы порошков меди и карбида кремния, никеля и карбида кремния, их оптимальный расход и температура нагрева смеси в напылительном блоке. Кроме этого в 20–30 раз снижена трудоемкость получения медных и никелевых покрытий сложного рисунка под пайку алюминиевых теплообменников, которые широко используются для стабилизации температуры и обеспечения нормальной работы специальной аппаратуры, устанавливаемой на изделиях, работающих в условиях космоса. К значительному преимуществу газодинамической технологии следует отнести отсутствие в ограничении размеров деталей с покрытием, т.к. рисунок покрытия можно получать путем одновременного перемещения шаблона по поверхности заготовки и сверхзвукового напылительного блока установки.

Разработанная технология отличается простотой, повышенной (15...20 МПа) адгезионно-когезионной прочностью с подложкой и низкими трудозатратами по сравнению с гальванической технологией.

В заключение следует отметить, что разработанные и внедренные на предприятии технологии и оборудование для нанесения различных покрытий методом «холодного» газодинамического напыления позволили в 2...3 раза снизить трудоемкость и в 3...4 раза уменьшить цикл ремонта топливных баков, повысить качество и надежность теплоизлучающих покрытий на защитных экранах изделий космического назначения, наметить пути разработки новых технологий нанесения антикоррозионных покрытий на основе алюминия и цинка, покрытий для ремонта поверхностных дефектов на литых деталях из алюминисвых сплавов, а также установить принципиальную возможность герметизации разъемных трубчатых стыков из разнородных материалов и наметить пути разработки технологии и специального малогабаритного оборудования для герметизации микротечей в условиях космоса на орбитальных станциях, подобных станции «Мир».

Работы проводились сотрудниками отдела 634: Михсевым В.И., Кораблевым Р.А., Хасяновым Р.Ш., Яшиным И.А. совместно с Обнинским Центром Порошкового напыления.

## Микродуговое оксидирование алюминиевых деталей с нанесением износостойких керамикоподобных покрытий на алюминиевые пары трения

С целью снижения массы корпусов агрегатов пневмогидравлических систем (ПГС), направляющих бугелей и др. пар трения путем замены стального материала на алюминиевые сплавы (АМг6, АК4-1 Т1 и т.п.) проведена работа по отработке технологии получения керамикоподобных покрытий на алюминиевых сплавах методом микродугового оксидирования, а также работа по исследова-

нию эксплуатационных свойств этого покрытия применительно к изделиям типа РН «Ангара».

Микродуговое оксидирование (МДО) — один из наиболее перспективных видов поверхностной обработки для получения многофункциональных покрытий, находящихся применение в самых различных отраслях промышленности, он получает в последнее время все более широкое распространение

Данный вид обработки относится к электрохимическим процессам, но его отличительной особенностью является использование энергии электрических микроразрядов в электролите на поверхности обрабатываемого изделия для получения особых свойств покрытий. Это позволяет получать керамикоподобные покрытия с регулируемым в широком диапазоне составом, структурой и свойствами и использовать их в качестве износ- и коррозионностойких, электроизоляционных и теплостойких, а также как декоративные покрытия.

Основными преимуществами процесса микродугового оксидирования являются: отсутствие специальной предварительной подготовки поверхности; неагрессивность и экологичность электролитов; возможность получения толстых (до 400 мкм) покрытий; высокая коррозионная стойкость (1<sup>ый</sup> бал) и, главное, уникально высокая твердость (до 2500 кг/мм<sup>2</sup>) и износостойкость керамикоподобного покрытия.

Проведены испытания работоспособности имитаторов агрегатов ПГС при различных внешних условиях после воздействия динамических нагружений, а также стабильности выходных параметров и целостности покрытий в имитаторах. Перед проведением испытаний имитаторы в количестве 2 шт. были опрессованы воздухом  $P = 300 \text{ кгс/см}^2$  в течение 10 минут при подаче давления в два штуцера одновременно.

Испытания на герметичность проводились при давлении 70-85 кгс/см<sup>2</sup> методом «вакуумирования» по ОСТ 92-1527-79 и показали, что при чувствительности схемы  $2 \cdot 10^{-6} \text{ л*мкм*рт.ст./с}$  негерметичности не обнаружено, что свидетельствует о герметичности керамикоподобных покрытий, полученных по технологии МДО.

После термоциклирования по режиму  $293\text{К} \rightarrow 77\text{К}, 10 \text{ мин} \rightarrow \rightarrow 293\text{К}$  (5 циклов) были проведены повторные испытания на герметичность.

В результате замена стальных корпусов агрегатов пневмогидравлических систем (ПГС) на алюминиевые (типа АМг6, АК4-1 Т1 и др.) с керамикоподобным покрытием позволяет снизить массу корпусов в 1,8...2,2 раза.

Работа проводилась сотрудниками отдела 634: Михеевым В.И., Романенко А.Ю., Яшиным И.А., сотрудниками отдела 212: Павловым А.Н., Шишикиной И.В. совместно с «МАТИ» — РГТУ им. К.Э. Циолковского и НПО «Композит».

### **Алюминиевые оребренные трубы для высокоэффективных систем терморегулирования**

Для разработки высокоэффективных систем терморегулирования была разработана технология получения оребренных труб (рис. 1) с коэффициентом оребрения 14...18. Технология заключается в подрезании и отгибе с поверхности круглых заготовок тонких слоев металла (ребер) с заданными параметрами и сохранением их прочной связи с основой. С использованием специального лезвийного регулирующего инструмента (рис. 2) и оснастки технология была реализована на универсальном станочном оборудовании опытного производства КБ «Салют».

Было изготовлено несколько партий труб и совместно с Оренбургским машиностроительным заводом изготовлены системы терморегулирования для специзделий, разработанных нашим предприятием.

Основные технические характеристики оребренных труб представлены в табл. 3.

Таблица 3

| Толщина ребер, мм | Расстояние между ребрами, мм | Высота ребер, мм | Коэффициент оребрения $\text{м}^2/\text{м}^2$ | Длина труб, мм |
|-------------------|------------------------------|------------------|-----------------------------------------------|----------------|
| 0,2...0,7         | 0,8...4,0                    | 7,0...15,0       | 14...18                                       | до 500 мм      |

Работа проводилась сотрудником отдела 634 Михеевым В.И. совместно с Белорусским политехническим институтом.



Рис. 1

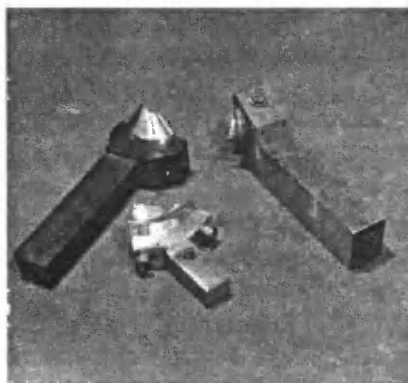


Рис. 2

### **Биметаллические переходники 1201 + ВТ6С, изготовленные сваркой взрывом**

Для изготовления биметаллических шпангоутов композиции 1201 + ВТ6С, которые необходимы для приварки титанового воздуховода внутри топливного бака из алюминиевого сплава 1201 изделия «Метеорит», была проведена работа



по отработке технологии получения толстых биметаллических плит 40 мм ВТ6С + 60 мм 1201.

В связи с отсутствием необходимого прокатного оборудования в металлургической промышленности МАП тогда было принято решение изготавливать данный биметалл сваркой взрывом. Однако из-за сложности выдерживания технологических режимов при сварке взрывом (интервал скорости пластического течения металла заготовки и соответственно скорости взрывной волны) было принято решение об отработке технологии получения биметаллических плит комбинированным способом.

Комбинированный способ сочетает горячую прокатку и сварку взрывом. В данном случае этот способ может быть реализован методом горячей пакетной прокатки и последующей сварки взрывом сплава 1201 со сплавом ВТ6С через тонкую технологическую прокладку ВТ1-АД1. При этом соединение разнородных материалов (титана с алюминием) осуществляется прокаткой при строго контролируемых и регламентируемых технологических параметрах (температуре, степени деформации), что обеспечивает получение стабильных механических характеристик соединения. Способ сварки взрывом используется для наращивания толщины слоев, составляющих биметалл, до требуемых размеров, при этом осуществляется соединение однородных материалов титана с титаном и алюминия с алюминием). При сварке взрывом однородных материалов диапазон технологических режимов значительно шире, чем при сварке взрывом разнородных материалов, что обеспечивает получение соединений с высокой стабильностью свойств.

Работа проводилась сотрудниками отдела 634: Михеевым В.И., Смирновой Т.Н. совместно с НПО «Композит» и Волгоградским политехническим институтом.

## **Определение состава газовой среды в баках и ДУ**

*Усач М.А.*

При изготовлении криогенных блоков большое значение имеет чистота газов, замещающих воздушную среду в баках и двигательной установке (ДУ).

При заправке баков криогенными компонентами топлива возможно замерзание микропримесей, содержащихся в газах, которыми заполнены системы, например таких, как вода, азот, кислород и др., вследствие чего происходят нарушения в работе клапанов, создание дополнительных частиц загрязнений, закупорка фильтров. Кроме того содержание органических (масляных) примесей также строго регламентируется, т.к. органические вещества при взаимодействии с кислородом образуют взрывоопасную смесь, поэтому после окончательной сборки и гермоиспытаний производится замещение газовой среды в полостях ПГСП на консервационную.

Газовая среда в изделии после проведения консервации должна соответствовать следующим требованиям:

*для блока «Г»:*

- а) содержание кислорода – не более  $2,10^{-3}$  об.%;
- б) содержание азота – не более  $1,10^{-2}$  об.%;
- в) содержание масла – не более  $3 \text{ мг/м}^3$ ;

для блока «О»:

- а) содержание масла – не более  $3 \text{ мг/м}^3$ ;
- б) точка росы ( $-55^\circ \text{C}$ ).

Основные показатели качества консервационной среды в полостях ПГСП и показатели качества сжатых газов, используемых для замещения среды, должны контролироваться путем отбора проб газа из баллонов и полостей ПГСП.

При контроле больших объемов газов для определения содержания микропримесей кислорода и азота в инертных газах, используемых для замещения, можно применять газоанализаторы, но в случае анализа газовой среды из двигательной установки, где объем анализируемых газов ограничен 200 мл, возникла необходимость применения хроматографического метода анализа.

Для проведения анализа микропримесей кислорода и азота необходимо отобрать пробу газа из контролируемой системы и затем проводить хроматографический анализ. Пробоотбор проводится с помощью специально подготовленных пробоотборников, разработанных и изготовленных в КБ «Салют». Хроматографический анализ проводится с помощью прибора «Цвет 500М» с детектором по теплопроводности на колонках с молекулярными ситами СаА. В качестве газоносителя для хроматографа используется гелий газообразный, очищенный по ТУ 51-940 марки А. Схема отбора проб с изделия приведена на рис. 1. При получении отрицательных результатов анализа проводится повторная консервация баков до получения указанных значений контролируемых параметров.

Для получения более достоверных результатов контроля газовой среды необходимо проводить анализ без промежуточного отбора проб, для чего целесообразно применять переносные хроматографы, через которые можно непосредственно пропускать анализируемый газ, что повышает точность контроля и сокращает время анализа.

Для анализа содержания масла в газах применяется линейно-колористический метод и индикатор масла в сжатых газах типа 10392.Сб.2 (пробоотборное устройство). Индикатор масла разработан КБОМ. Исследуемый газ пропускается с определенной скоростью с помощью индикатора масла через индикаторную трубку при высоких давлениях (от 20 до 400 атм.) и через поглотительный патрон – при низких давлениях. Индикаторная трубка заполнена специальным сорбентом и является средством измерения масла в экстракте из поглотительного патрона (для низкого давления) или непосредственно в трубке (для высокого давления). Количество масла определяют по градуировочной шкале индикаторной трубки.

Содержание влаги в газовых средах проводится с помощью прибора типа ИВГ-1 (измеритель влажности газов).

В разработке методик по данным методам анализа и их внедрении в производство принимали участие М.А. Усач и Григорьев О.В.

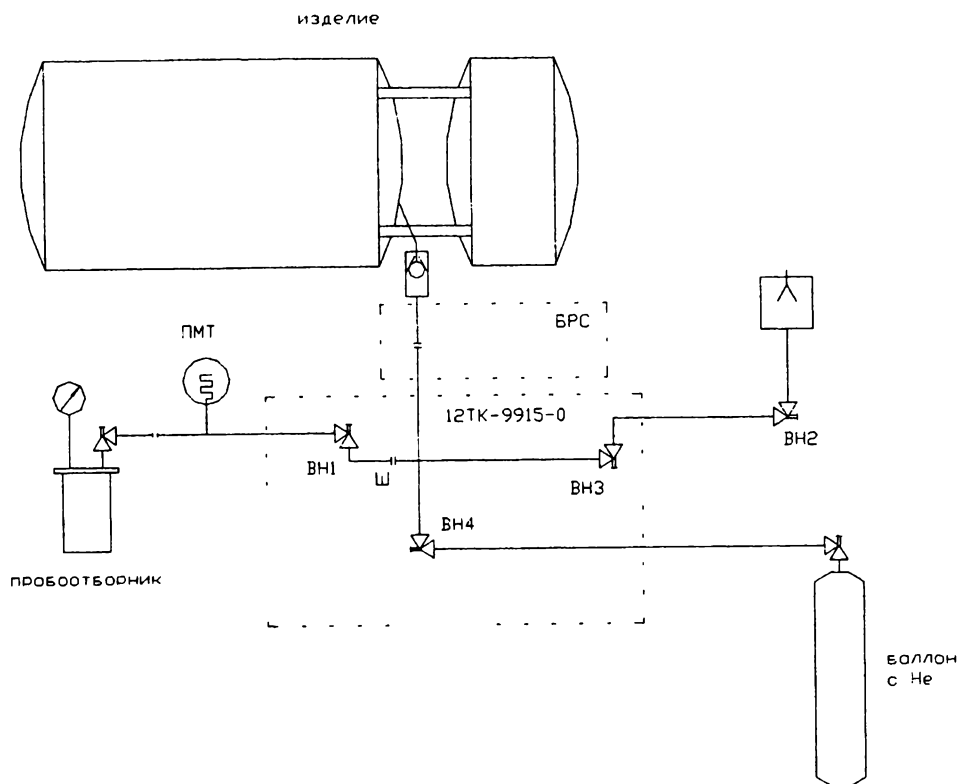


Рис. 1

## Чистые производственные помещения

Зайцева И.В., Усач М.А.

Для создания надежной ракетно-космической техники необходимо соблюдать определенные требования к обеспечению чистоты при изготовлении изделий. В связи с развитием новых направлений ракетно-космической техники появляются все новые требования к обеспечению промышленной чистоты, т.к. возрастает влияние аэрозольных и молекулярных загрязнений на технологические процессы и эксплуатацию изделий.

Так, при изготовлении изделия 12КРБ появились повышенные требования к чистоте воздушной среды производственных помещений, изменились нормы чистоты и методы оценки этих норм. Ранее чистота воздушной среды оценивалась по массе загрязняющих веществ и составляла  $0,2-0,3 \text{ мг/м}^3$ . Для изделия 12КРБ потребовалось аттестовать и проводить контроль чистоты воздушной среды чистых помещений по гранулометрическому составу, т.е. контролировать количество частиц определенного размера – 11 000 частиц размером от  $0,5 \text{ мкм}$  и выше. Гранулометрический состав аэрозольных частиц позволяет более точно

оценивать состояние воздушной среды чистого помещения и влияние загрязнений на технологические процессы, поэтому на предприятии были разработаны и введены в эксплуатацию новые чистые помещения – камеры чистоты «Озон 9» и «Озон 7», предназначенные для окончательной сборки изделия 12КРБ.

Камеры чистоты «Озон 9» и «Озон 7» проектировались и создавались ЗАО «Экопроект» по ТЗ КБ «Салют». Это были первые помещения на предприятии, удовлетворяющие всем требованиям чистых производственных помещений.

Чистые помещения представляют собой сложное сооружение, включающее в себя систему фильтрации, кондиционирования подаваемого воздуха, рассчитанного на определенную кратность обмена с нужным перепадом давления. Чистые помещения выполнены из специальных антистатичных и негазящих материалов, легко поддающихся очистке. ЧП включают в себя шлюз для обдува входящего персонала, раздевалку, отделение входного контроля изделий и помещение для сборки изделий.

Эксплуатация новых чистых помещений потребовала разработки новой технологии. Были разработаны новые инструкции по эксплуатации чистых помещений и методики контроля аэрозольных частиц, внедрены новые приборы контроля чистоты.

После заключения коммерческих контрактов с инозаказчиком были созданы чистые производственные помещения на полигонах «Байконур» и «Плесецк», соответствующие классу 100 000 Федерального стандарта США 209Е. Кроме того была разработана и внедрена методика контроля нелетучих осадков в чистых помещениях.

По аналогии с американским Федеральным стандартом США на чистые помещения в 1995 году в России был впервые разработан ГОСТ 50766–95 «Помещения чистые. Классификация. Методы аттестации.»

Стандарт устанавливал единую классификацию чистых помещений. Согласно стандарту, в зависимости от количества аэрозольных частиц определенного размера помещению присваивался класс, например, помещение класса Р8 должно содержать не больше 3500 частиц размером от 0,5 мкм, что соответствует классу 100 000 стандарта США.

До появления стандарта в различных ОСТах была разная классификация ЧП и разные нормы чистых помещений.

Для изготовления малых КА «Монитор» и «Казсат» было построено новое чистое помещение. Помещение обеспечивает класс чистоты Р8. Контроль чистоты воздушной среды обеспечивается автоматизированной системой мониторинга.

В работах по созданию и внедрению чистых помещений, в разработке стандарта предприятия, в разработке эксплуатационной документации по внедрению системы мониторинга принимали активное участие: Лукьянов В.П., Никифоров В.В., Зайцева И.В., Усач М.А., Башляева О.В., Григорьев О.В., Кологов А.В.

## **Применение эндоскопического оборудования для осмотра внутренних полостей изделий**

*Григорьев О.В.*

Вопрос о необходимости контроля и осмотра внутренних труднодоступных полостей изделий стоял всегда очень остро. Необходимость в таком осмотре возникала в различных ситуациях, например, при контроле чистоты внутренних поверхностей, наличии и анализе различных дефектов (трещин, каверн и т.д.). Для этих целей в производстве имелись классические эндоскопы «Олимпас» первой промышленной серии. К их достоинствам можно отнести имеющиеся в них источники света, которые обеспечивают стабильные результаты наблюдения. К недостаткам можно отнести сложность сохранения изображения для дальнейшего использования, обработки и анализа. Для этого применялись специальные фотокамеры, которые с помощью специальных насадок закреплялись на объективе. Также для дальнейшей обработки изображение требовалось внесение во внутреннюю полость специальных меток для определения размеров дефектов, которые крепились на головке эндоскопа. При этом возникала возможность «потери» данных меток внутри изделия. К тому же приводы эндоскопов также требовали постоянного регулирования. Зонд световода эндоскопа имел большой диаметр и вследствие этого обладал большим радиусом изгиба и был неспособен проникать через узкие отверстия (например заправочные штуцеры), что не позволяло проконтролировать некоторые полости. Например, невозможность осуществления контроля центрального бака разгонного блока (РБ) «Бриз-М» привело к необходимости его вскрытия.

Также сложно было применять это оборудование и при работах на полигоне в НИИХИММАШ на изделиях 12КРБ и БРИЗ по причине невозможности сохранения результатов.

В начале 2000 года был приобретен комплект видеоскопа «Олимпас» шестой промышленной серии. Позже приобретена приставка для хранения и обработки изображения со специальным программным обеспечением. Комплект имеет большое разнообразие специальных насадок с разными углами видимости и фокусными расстояниями, что позволяет определять и идентифицировать достаточно малые размеры. Наличие также биокулярных насадок позволяет получать изображения, адекватные стереоизображению, с возможностью последующей обработки. Приобретение данного комплекта было вызвано необходимостью контроля внутренних поверхностей двигательных установок (ДУ) второй ступени РН «Протон» после аварийных пусков в 1999 году. Контроль ДУ осуществлялся как на полигоне «Байконур», так и на заводе-изготовителе в Воронеже.

Достаточно важной работой было применение эндоскопического оборудования для извлечения посторонних предметов из внутренних полостей баков изделия 12КРБ.

Весьма интересны были результаты, полученные в ходе работ по обеспечению чистоты внутренних полостей баков. На основании результатов проведенного при этом осмотра установлено, что эндоскопическое оборудование можно

применять для контроля остаточного загрязнения внутренних полостей именно после проведения контрольных криогенных сливов. Все остаточное загрязнение концентрируется в одном месте, а именно на окантовке люка лаза. Это обуславливается характером кипения жидкого азота. При таком концентрировании загрязнений и при наличии специального оборудования, которое должно применяться в комплексе с видеоскопом, загрязнение легко удаляется. Вместе с тем, применение эндоскопического оборудования для контроля чистоты поверхности не позволяет контролировать поверхности с требованием по достижению чистоты с заданным качеством, но поможет качественно их оценить.

Эндоскопическое оборудование также целесообразно применять для контроля проведения технологических процессов непосредственно во время их выполнения. Так, например, эндоскопическое оборудование применялось в ходе выполнения процесса промывки с целью определения реального контакта струй с поверхностью изделия и оценки работы промывочного оборудования. Другой работой являлось осуществление контроля процесса разрушения крепления перегородок во время проведения виброиспытаний. Малые размеры зонда позволили расположить персонал, все записывающее и регистрирующее оборудование в безопасном месте и в то же время наблюдать испытания в реальном времени.

Видеоскоп постоянно применяется для контроля сварных трудно доступных швов, для контроля чистоты поверхности различных гидроагрегатов, клапанов для контроля выполнения технологических процессов, для контроля результата качества намотки полиимидных трубопроводов и многих других работ. Он стал незаменимым инструментом в нашем производстве и даже получил особое ласковое название: «глаз на веревочке».

На данный момент комплект видеоскопа шестой промышленной серии уже морально устарел. Появились достаточно не дорогие новые видеоскопы, в том числе отечественные. У этих видеоскопов следующие преимущества: меньший диаметр зонда (4 мм), пневматический привод поворота оптической головки, дистанционное управление фокусным расстоянием, наличие комплекта специальных насадок-светофильтров, позволяющих, идентифицировать органические покрытия и загрязнения. Они оборудованы специальным комплектом съемных захватных органов и приспособлений, которые позволяют удалять посторонние предметы из внутренних полостей. Обладают большим объемом памяти для хранения результатов съемки, есть наличие верньера на оптических головках, который позволяет с удовлетворительной точностью определять размеры исследуемых объектов.

В освоении и внедрении эндоскопического оборудования, а также в его практическом применении на производстве принимали активное участие сотрудники: Усач Т.М., Лукьянов В.П., Никифоров В.В., Григорьев О.В.

# **Изготовление фасонных деталей из труб для пневмогидросистем изделий ракетной техники**

*Розенцвайг В.М.*

В пневматических и гидравлических системах (ПГС) изделий ракетной техники применяется большое количество фасонных деталей (соединительных элементов): крутоизогнутых отводов (патрубков), тройников, крестовин, угольников, законцовок, которые до последнего времени традиционно изготавливались либо сваркой отдельных элементов, либо точением из прутков и поковок. Эти методы характеризуются высокой трудоемкостью, плохо поддаются механизации, обуславливают большие, до 90%, потери металла – отходы.

В течение 1968 – 1983 гг. по инициативе и при непосредственном участии технологических служб КБ «Салют» выполнен и внедрен в производство комплекс работ, направленных на создание прогрессивных малоотходных технологических процессов и специального высокомеханизированного оборудования.

## **1. Крутоизогнутые патрубки**

Применение патрубков, изготовленных из трубных заготовок взамен штамповарных, позволяет значительно повысить надежность ПГС, снизить металлоемкость и трудоемкость.

Сущность разработанного метода формообразования заключается в проталкивании находящейся под внутреннем давлением трубкой заготовки в профилированный канал разъемной матрицы. Внутреннее давление наполнителя на стенки трубы препятствует уменьшению ее диаметра, полное же наружное ограничение трубы в очаге деформации делает невозможным увеличение ее диаметра. Отличительной особенностью метода является отсутствие внеконтактных очагов деформации в течение всего процесса изгиба трубы.

Формообразование патрубка осуществляется в значительной степени за счет деформации сдвига продольных слоев, благодаря чему деформация растяжения на наружной стороне заготовки и деформация сжатия на внутренней стороне значительно уменьшается. В бесшовных патрубках, полученных данным способом, утонение на наружной стороне составляет 5–13% от исходящих толщин стенки заготовки, а увеличение толщины на внутренней стороне 15–40%.

Материалы, применяемые для изготовления крутоизогнутых патрубков: сталь 12X18H10T; алюминиевые сплавы АМгЗ и АМг6.

Для изготовления бесшовных патрубков создана специальная установка модели УФП-100М, представляющая собой гидравлический пресс с навесным безаккумуляторным приводом, в основу работы которого заложена разработанная технологическая схема гибких патрубков. Установка УФП-100М позволяет изготавливать бесшовные патрубки диаметром 10...100 мм с толщиной стенки 1...2,5 мм, углом изгиба до 150 градусов и радиусом (внутренним) до 0,4 диаметра трубы. Установка обеспечивает усилие проталкивания 1000 кН и усилие подпора 500 кН.

Бесшовные крутоизогнутые патрубки внедрены при производстве изделий «Протон», «Бриз» и др., что устранило возможность появления течей, позволило

сократить протяженность сварных швов на 70%, уменьшить толщину стенок в 1,2...1,3 раза и снизить массу цельноштампованных отводов по сравнению со сварными на 20–25%.

Характеристики крутоизогнутых патрубков приведены в ОСТ 92.0629–84, а технологический процесс (типовой) изложен в ОСТ 92.1559–83.

## **2. Тройники, крестовины угольники**

Для соединения разветвленных систем трубопроводов применяются детали с отростками: тройники, крестовины, угольники.

КБ «Салют» совместно с НПО «Техномаш» разработал новый технологический процесс изготовления этих деталей из трубных заготовок гидравлической штамповкой-«выпучиванием» с одновременным осевым сжатием и подпором наружной поверхности формируемого отростка. Это техническое решение позволило отказаться от изготовления рассматриваемых деталей механообработкой поковок (штамповок). Диаметр деталей, изготовленных методом гидроштамповки – от 8 до 50 мм при толщине стенки 1,0 – 2,0 мм. Высота отвода не менее 10 мм. Процесс штамповки состоит в следующем: в начальный момент внутрь заготовки подается жидкость под давлением, которая выпучивает материал в полость будущего отвода на незначительную величину, затем происходит сжатие заготовки с одновременным ростом внутреннего давления до расчетной величины.

Штамповка выполняется в разъемной матрице, обеспечивающей получение требуемой детали. Пуансон осевого сжатия кроме основной функции обеспечивает уплотнение торцов заготовки и подачу жидкости по каналу внутрь заготовки. Подпорные пуансоны решены таким образом, что позволяют осуществлять как жесткий, так и эластичный подпор торца отвода. При реализации разработанной схемы деформирования утонение стенки отвода не превышает 10%, а утолщение трубной части – 20%.

Цельноштампованные угольники изготавливают методом проталкивания в торец трубной заготовки с подпором противоположного торца, предварительно обжатого. Этим способом изготавливаются угольники от 8 до 26 мм с толщиной стенки 1,0; 1,5; и 2,0 мм. Угол загиба составляет 90° при внутреннем радиусе угольника 0,3 диаметра исходной трубы.

Разработан также технологический процесс изготовления угольников углом загиба 75°–105°. При изготовлении цельноштампованных угольников утонение не превышает 20%. Рассматриваемый класс деталей изготавливается из сталей 12Х18Н10Т, Х16Н6, 12Х2Ш5Т.

Для изготовления цельноштампованных переходников (тройников, крестовин, угольников) создана специальная установка УФТК-40М, представляющая собой два взаимно-перпендикулярных пресса колонной конструкции. Отличительной особенностью данной установки является непрерывность технологического цикла за счет изменения скорости перемещения пуансонов осевого сжатия от минимальной при заполнении внутренней полости заготовки жидкостью, до максимальной – при деформировании заготовки.

Для создания высокого давления – 400 Мпа, необходимого для деформирования, в установке имеется одноступенчатый гидравлический мультипликатор.



Установка обеспечивает осевое сжатие заготовки усилием 500 кН при переменном подпоре от 5 до 50 кН.

Бесшовная соединительная арматура внедрена на всех изделиях разработки КБ «Салют», при этом обеспечено улучшение условий эксплуатации ПГС за счет максимальной плавности потока жидкости (газа), снижение в 4–6 раз трудоемкости изготовления, уменьшение на 15–25% массы деталей и повышение КИМ до 0,7–0,8 вместо 0,1–0,2. Конструкция соединения арматуры регламентирована отдельными стандартами: ОСТ 92-8639-75; ОСТ 92-8640-75; ОСТ 92-4623-85.

Типовой технологический процесс изложен в ОСТ 92-8642-75 и ОСТ 32-4643-85.

### 3. Законцовки, втулки переходные

Для обеспечения условий автоматической сварки законцовки на трубопроводах изготавливаются формообразованием (высаживанием) трубных заготовок или непосредственно тела трубопровода. Аналогичные законцовки также высаживаются на тройниках, крестовинах, угольниках.

Сущность процесса заключается в том, что в трубную заготовку, зажатую в разъемной матрице, вводится пуансон раздачи, который раздает и своей заходной частью зажимает заготовку в матрице. После этого пуансон осадки, действуя на торец заготовки, производит ее утолщение или вытяжку необходимого бурта. Для соединения трубопроводов различного диаметра применяются втулки переходные. Технология их формообразования аналогична технологии посадки законцовок.

Законцовки применяются для трубопроводов диаметром 6–42 мм с толщиной стенки 0,5–1,5 мм. При автоматической сварке с подкладным кольцом применяются втулки диаметром 6–18 мм с переходом на диаметр 8–24 мм. При сварке встык применяются втулки диаметром 6–22 мм с переходом на диаметр 8–26 мм.

Материал стальных законцовок и втулок из 12Х19Н10Т и 12Х2Ш5Т, алюминиевых сплавов – АМГ2; АМГ3; АМГ6.

Для изготовления законцовок и втулок разработана и внедрена специальная установка УОТЗМ, которая может создавать усилие раздачи 300 кН и усилие осадки 600 кН.

Замена приварных точеных законцовок цельноштампованными из тела трубы увеличивает вибропрочность трубопровода в 1,5–2 раза, уменьшает в 3 раза расход материала, снижает трудоемкость изготовления деталей в 3–5 раз и снижает на 15–25% массу деталей.

Конструкция различных законцовок регламентирована отраслевыми стандартами: ОСТ 92-9611-92; ОСТ 92-9612-82; ОСТ 92-9613-82; ОСТ 92-9614-82; ОСТ 92-9615-82; ОСТ 92-9616-82; ОСТ 92-9617-82.

Конструкция втулок регламентирована ОСТ 92-1489-84.

В разработке и внедрении технологии изготовления фасонных деталей из трубных заготовок вместо механообработки из прутков, поковок или штамповок активно принимали участие: к.т.н. Половцев В.А., Розенцвайг В.М., к.т.н. Щасливый В.А., Наумов В.К., Князев Б.Г., Десянин И.А., Гетлий А.Л.

Комплекс работ по изготовлению фасонных деталей из труб для пневмо-, гидросистем изделий ракетной техники удостоен премии Совета Министров СССР.

## **Изготовление трубопроводов с применением трехмерной компьютерной графики и станков с программным управлением**

*К.т.н. Половцев В.А., Розенцвайг В.М.*

Применяемая в настоящее время прокладка (трассировка) трубопроводов пневмо-, гидросистем (ПГС) сложных изделий производится на физическом макете изделия с полной установкой всех входящих узлов, приборов и агрегатов. Эта система подготовки и организации производства является многозатратной и недостаточно мобильной даже при незначительных изменениях в компоновке агрегатов.

При изготовлении одного из изделий разработки КБ «Салют» была создана его электронная модель и на этой основе проведена трехмерная компьютерная увязка и трассировка трубопроводов. В данном изделии содержится более 350 металлических трубопроводов диаметром от 6 до 32 мм с толщиной стенки 0,5...1,0 мм. Большинство из этих трубопроводов покрыты теплоизоляцией толщиной 30...40 мм.

Проектирование трубопроводов выполнено с использованием системы САТИА фирмы Dassault Systèmes (Франция), имеющей в своем составе для этих целей специализированный модуль и достаточный набор программных модулей для проектирования изделий любой сложности.

На первом этапе электронной компоновки были смоделированы несущие конструкции, отдельные агрегаты и проведена увязка монтажей изделия, после этого была проведена трассировка и пространственная увязка трубопроводов по всем отсекам изделия. На каждый трубопровод выпущен комплект чертежей с данными, необходимыми для создания программ автоматизированной гибки трубопроводов и последующего их контроля. Также были созданы иллюстративные материалы, введенные в технологическую документацию на сборку и монтаж изделия. Работа выполнена на рабочих станциях «Risc-6000», обеспеченных программой в системе САТИА. Гибка трубопроводов по полностью обмеренным чертежам производилась на отечественном трубогибочном станке модели СТГ-40П по схеме «намотка» в автоматическом цикле в холодном состоянии. Программа гибки труб разрабатывалась одновременно с компьютерной трассировкой трубопровода по трем основным технологическим параметрам: продольное перемещение трубы; угол гибки; угол изменения плоскости гибки. Программа корреспондируется с возможностями станка СТГ-40П, т. е. определяется оптимальное направление поворота при изменении плоскости гибки, устанавливается начальное положение трубы-заготовки и режим «перехвата» заготовки при гибке длинномерных труб. Корректировка программы предусматривала поправку на реальный угол гибки (с учетом пружинения) и величину продольного перемещения трубы, после чего программа вводилась в память ПУ или непосредственно реализовывалась в режиме преднабора. Исполнительные меха-

низмы станка СТГ-40П обеспечивают точностные параметры в пределах 0,1 мм при продольном перемещении и 0,1 град при гйбе и повороте трубы.

Согнутые трубопроводы контролировались на универсальной контрольно-измерительной машине (КИМ) «Opton-1200», обеспеченной специальной опцией для контроля трубопроводов. Технология измерения выполнялась по двум схемам:

- измерение трубы с неизвестными параметрами;
- сравнение с трубой, параметры которой заложены в память ПЭВМ КИМ.

Результаты измерений выдаются в виде протокола.

Окончательный контроль трубопроводов после приварки необходимой арматуры производился методом прямого измерения, а для особо сложных разветвленных трубопроводов с использованием УСП, разработанным на основе компьютерных проработок, содержащих координаты всех опорных точек.

Электронное моделирование и трехмерная компьютерная трассировка трубопроводов, выполненная впервые в отечественной практике, обеспечили создание принципиально нового конструкторско-технологического решения, позволившего исключить натурное макетирование изделия, заменить физические эталоны трубопроводов электронными и «бумажными» эталонами – полностью образмеренными чертежами.

Сквозная технология: полностью обробразмеренные чертежи – автоматизированная программная гибка – механизированное измерение – определили ускоренную подготовку производства с обеспечением качества и взаимозаменяемости элементов ПГС. При монтаже на первом изделии 80% трубопроводов встали на место с минимальными подгибками. На втором изделии таких трубопроводов было 90%.

Электронная модель системы ПГС, хранимая в памяти рабочих станций, позволяет оценивать предлагаемые решения и оперативно вносить необходимые изменения в компоновку изделия в зависимости от конструктивных и производственных потребностей.

Вновь созданная сквозная технология обеспечила снижение трудоемкости изготовления и монтажа трубопроводов на 20...30% и сокращение цикла сборки в 1,5...2 раза.

Разработка и внедрение этой прогрессивной технологии выполнялось под руководством Половцева В.А. В работе принимали участие: Розенцвайг В.М., Сазонов В.С., Борякин А.Ю., Бабин С.В., Зудилин А.К., Мараев О.Г., Трубецков В.В., Афанасьев Л.В., Давыдова Н.М.

## **Методы контроля герметичности**

*Пучкова Г.Н.*

### **Разъемные вакуумные камеры (РВК)**

Для изделия длительного хранения 15А20, 15А30 были выдвинуты требования по контролю герметичности заключительных стыков ПГС с высокой чувствительностью –  $1,33 \cdot 10^{-9}$  м<sup>3</sup>Па/с. На тот период на вооружении имелся метод

«щупа» для поиска локальной негерметичности, который не обладал требуемой чувствительностью.

Для решения поставленной задачи КБ «Салют» совместно с НПО «Техномаш» был разработан метод «вакуумирования» с использованием разъемных вакуумных камер (РВК). Каждая РВК была спроектирована к конкретному стыку изделия. Эти разъемные камеры были изготовлены и отработаны в КБ «Салют» совместно с НПО «Техномаш» и переданы для использования на изделиях 15А20, 15А30.

РВК применялись и на других изделиях, когда требовалось найти негерметичность на кольцевых сварных швах или разъемных соединениях.

Принципиальная схема контроля герметичности объекта методом «вакуумирования» с помощью РВК показана на рис. 1.

#### *Краткая последовательность испытаний с применением РВК:*

- изделие заправляется воздушно-гелиевой смесью;
- устанавливается РВК на контролируемый стык или группу стыков;
- вакуумируется полость РВК;
- определяется чувствительностью схемы испытания с помощью контрольной течи;
- замеряется приращение гелия в РВК от проверяемого стыка и рассчитывается величина негерметичности согласно стандарту.

Данный метод контроля введен в стандарт ОСТ92-1527-89, разработанный НПО «Техномаш» при участии КБ «Салют». В работе принимали участие: Савин В.Н., Колясников М.И., Осекин А.И.

#### **Метод «бароаквариума»**

Для конструкции изделий ампулизированных узлов, а также сильфонных вытеснителей в топливных баках и корпусов агрегатов сложной конфигурации, на которых трудно было найти локальную негерметичность, возникла необходимость разработать наглядный метод определения места течи с достаточно высокой чувствительностью, а именно  $1,33 \cdot 10^{-8} \text{ м}^3/\text{Па} \cdot \text{с}$ . Был разработан метод «бароаквариума». Сущность метода заключается в следующем: изделие помещается в герметичную прозрачную емкость, которая вакуумируется для обезгаживания поверхности испытываемого объекта, затем заполняется предварительно обезгаженной жидкостью до высоты столба на 100 мм выше уровня объекта. Объем над жидкостью вакуумируется до остаточного давления 40÷50 мм рт.ст., и проводится осмотр поверхности испытываемого объекта. Выделение пузырьков газа с поверхности объекта говорит о локальной негерметичности.

Данным методом можно контролировать изделия как при атмосферном давлении, так и при избыточном давлении внутри изделия.

В качестве контрольных жидкостей можно применять воду, воду с ПАВ, спирт, водно-спиртовой раствор, хладон. Самая высокая чувствительность  $1,33 \cdot 10^{-8} \text{ м}^3/\text{Па} \cdot \text{с}$  получается с использованием этилового спирта.

Принципиальная схема «бароаквариума» при применении воды, воды с ПАВ, спирта, водно-спиртовых растворов, хладона-113 и объеме рабочей емкости  $V \leq 0,1 \text{ м}^3$  показана на рис. 2

Данный метод внедрен в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, разработана производственная инструкция и затем совместно с НПО «Техномаш» разработан отраслевой стандарт ОСТ92-1676-78. В работе принимали участие Попов Б.И., Колясников М.И., Осский А.И.

### Испытание полиимидных труб методом «вакуумирования»

Для контроля целостности этих труб и герметичности их соединений с металлическими законцовками применен высокочувствительный и надежный метод контроля – «вакуумирование» в вакуумной камере.

В качестве пробного газа выбран гелий, а измерительной аппаратуры – гелиевые течеискатели ПТИ-7, ПТИ-10, ТИ1-14.

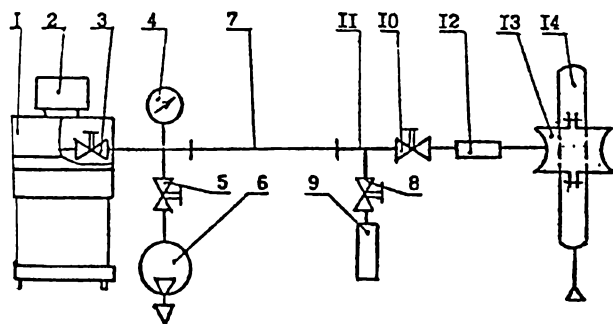
При отработке методики испытаний на экспериментальном полиимидном трубопроводе была выявлена диффузия гелия через полиимид после выдержки под давлением воздушно-гелиевой смеси (ВГС) более 5 минут. Учитывая это, введено в КД ограничение времени выдержки труб под давлением ВГС не более 5 минут при испытании методом «вакуумирования». Этого времени выдержки (5 минут) достаточно для выявления сквозных дефектов в местах заделки труб с законцовкой и в самом материале.

Принципиальная схема установки для контроля герметичности методом «вакуумирования» в вакуумной камере путем сравнения с контрольной течью показана на рис. 3

#### *Краткая последовательность испытаний полиимидных труб методом «вакуумирования»:*

- труба помещается в вакуумную камеру и подключается к пульту подачи давления ВГС;
- вакуумная камера закрывается и вакуумируется до  $1 \cdot 10^{-4} - 1 \cdot 10^{-5}$  мм рт.ст.;
- определяется чувствительность схемы испытания с помощью контрольной течи;
- заполняется труба воздушно-гелиевой смесью до  $P_{исп}$ ;
- выдерживается не более 5 минут и производится замер негерметичности течеискателем.

На метод негерметичности имеется отраслевой стандарт ОСТ92-1527-89, разработанный НПО «Техномаш» при участии отд. 634 нашего предприятия. В работе принимали участие: Агаханов Б.Г., Пучкова Г.Н., Колясников М.И., Образцов Ю.Н., Иванов А.Д., Осский А.И., Кириллин В.А.



1 – толкатель; 2 – ВПУ; 3 – клапан дросселирующий Ду-32 течеискателя; 4 – вакуумметр с манометрическим преобразователем; 5, 8, 10 – клапаны вакуумные; 6 – форвакуумный насос; 7 – гибкий трубопровод; 9 – контрольная течь; 11 – тройник; 12 – гибкий трубопровод; 13 – РВК; 14 – объект испытаний

Рис. 1

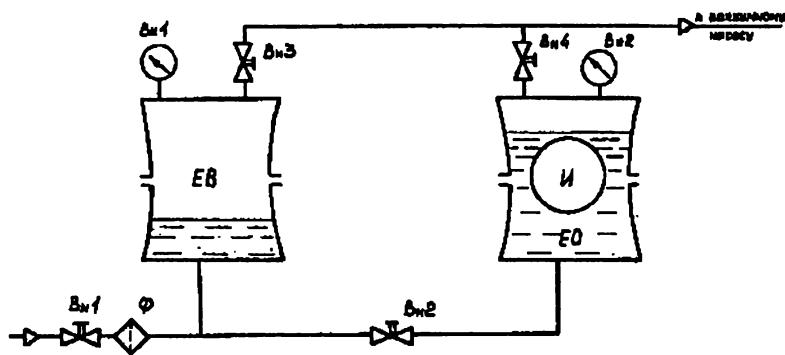


Рис. 2

Вн + Вн4 – вентили вакуумные      Ф – фильтр водяной  
Вн1 + Вн2 – вакуумметры      ЕВ – емкость вспомогательная  
ЕО – емкость рабочая      И – изделие

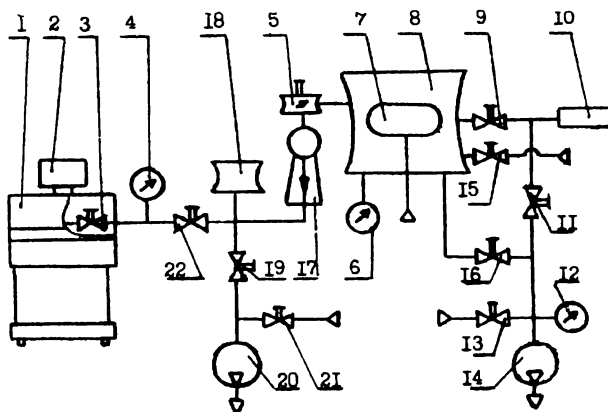


Рис. 3

1 – течеискатель; 2 – ВПУ; 3 – клапан дросселирующий Ду-32 течеискателя; 4, 12 – вакуумметры с манометрическими преобразователями; 5 – затвор высоковакуумного насоса; 6 – вакуумметр с манометрическим преобразователем; 7 – объект испытаний; 8 – вакуумная камера; 9, 11, 13, 15, 16, 19, 21, 22 – клапаны вакуумные; 10 – контрольная течь; 14, 20 – форвакуумные насосы; 17 – высоковакуумный насос; 18 – форвакуумный ресивер

## Крупногабаритный корпус стыкового агрегата (адаптер)

*Воробьев А.А., Розенцвайг В.М.*

Обеспечение надежной стыковки различных спутников, в том числе зарубежных фирм, требует создания специальных переходных систем-адаптеров.

Впервые в отечественной практике крупногабаритные адаптеры разработки КБ «Салют» изготавливались безшовными из раскатной заготовки алюминиево-

го сплава 1201 вместо использования традиционной штампо-сварной конструкции. Адаптер содержит коническую силовую оболочку переменной толщины с двумя торцевыми шпангоутами разного диаметра, причем шпангоут меньшего диаметра выполняют с возможностью его крепления с полезной нагрузкой, а шпангоут большего диаметра – 2032 мм выполнен с возможностью его крепления к ракете-носителю. Высота адаптера для различных компоновок составляет от 400 мм до 650 мм с углом конусности 28–32 градуса.

Заготовку-диск диаметром 2055 мм толщиной 50 мм подвергают ротационной вытяжке (раскатке) на специальном раскатном стане Воронежского механического завода. Раскатка ведется последовательно: сначала изготавливают цилиндрический пол диаметром, соответствующим диаметру меньшего шпангоута и высотой, достаточной для его формирования, затем изготавливают коническую часть силовой оболочки толщиной, учитывающей припуск на окончательную механическую обработку. Для обеспечения достаточности материала в зоне большего шпангоута раскатка ведется с переменным углом конусности.

Раскатка выполнялась на специальном стане ХТРВ-2500 Воронежского механического завода с участием ведущего специалиста НПО «Техномаш» Мирхова В. В.

После раскатки заготовка подвергается закалке и последующему искусственному старению для обеспечения механических характеристик:  $\sigma_{вр}$  не менее 40 кг/мм<sup>2</sup>,  $\sigma_{0.2}$  не менее 30 кг/мм<sup>2</sup> при относительном удлинении более 6%. Окончательный контур крупногабаритного стыкового агрегата обеспечивается механической обработкой. В результате получают адаптер с равнопрочным бесшовным корпусом из заготовки, масса которой минимизирована по сравнению с массой заготовок, изготавливаемыми другими традиционными методами формообразования.

Данная разработка защищена патентом Российской Федерации № 2209162, опубликованным 23.07.2003 г. в бюллетене № 21.

В разработке данного технического решения и внедрении его в производство принимали участие: к.т.н. Бахвалов Ю.О., Молочев В.П., Мамонов В.М., Налиткин О.Н., Воробьев А.А., Смирнов Б.В., Розенцвайг В.М., Соболевский В.Б., Борин В.В.

## **Применение тонкостенных теплозащитных покрытий в конструкциях КБ «Салют»**

*Кудряшова Н.В., Савватеева О.А.*

В процессе создания современной ракетной и космической техники повышаются требования к безопасности полетов. В связи с этим возрастают требования и к обеспечению летательных аппаратов надежной тепловой защитой, что, в свою очередь, вызывает необходимость создания новых теплозащитных материалов и проведения исследований их физико-механических и теплофизических свойств.

Тонкослойные теплозащитные покрытия (ТЗП) нашли широкое применение для использования их в качестве наружной теплозащиты элементов конструкции от аэродинамического и других видов нагрева.

Первое из ТЗП ВШ-4, разработанное в лабораторных условиях в ВИАМ, впервые в отрасли было отработано в КБ «Салют» в 1961 г. (тогда ЦКБМАШ) в производственных условиях на изделии МП-1 (разработки ЦКБМ в г. Реутово), наносилось методом напыления.

В процессе этой отработки была доработана его рецептура, обеспечивавшая производственное обращение больших масс компонентов, режимы их смешения и напыления. При этом были подобраны конструктивные параметры пистолета для напыления. В этих работах приняли участие Кутумов Н.Ф., Кулага Е.С., Иваненко А.В. От ВИАМ – Чеботарев, разработавший это покрытие.

Теплозащитные покрытия должны обладать определенным комплексом физико-механических и теплофизических свойств, обеспечивающих их работоспособность в течение заданного срока службы. Они определяются свойствами самих композиций, продуктами их разрушения, а также составом и аэродинамическими параметрами набегающего высокотемпературного потока.

К ним относятся коэффициенты теплопроводности, теплоемкости, температуропроводности, плотности, разрушающего напряжения при растяжении, относительного удлинения при разрыве.

В разработках конструкций КБ «Салют» нашел свое применение целый ряд ТЗП, таких как: ВШ-4-120 (разработки ВИАМ), ТТП-ФС, ТТП-02, ТПШ-ЭС, ТТП-БС(л) (разработки ОАО «Композит»).

Характеристики указанных ТЗП приведены в табл. 1.

Таблица 1

| Наименование характеристик                                            | Марка ТЗП |         |         |         |           |
|-----------------------------------------------------------------------|-----------|---------|---------|---------|-----------|
|                                                                       | ВШ-4-120  | ТТП-ФС  | ТТП-02  | ТПШ-ЭС  | ТТП-БС(л) |
| Плотность, кг/м <sup>3</sup>                                          | 700–800   | 280–420 | 200–240 | 510–600 | 450–600   |
| Удельная теплоемкость, кДж/кг К                                       | 1,197     | 1,42    | 1,55    | 1,61    | 1,8       |
| Коэффициент теплопроводности, Вт/м К                                  | 0,233     | 0,058   | 0,056   | 0,088   | 0,102     |
| Коэффициент температуропроводности, м <sup>2</sup> /с 10 <sup>7</sup> | –         | 1Л1     | 1,67    | 0,98    | 1,09      |
| Температура таж, °С                                                   | 600       | 600     | 600     | 600     | 650       |
| Разрушающее напряжение при растяжении, кгс/см <sup>2</sup>            | –         | –       | –       | 3       | 13        |
| Относительное удлинение при разрыве, %                                | –         | –       | –       | 10      | 123       |

Технология нанесения ТЗП на защищаемую поверхность включает следующие операции:



- приготовление композиции ТЗП;
- послойное напыление или нанесение с помощью шпателя;
- процесс отверждения.

ТЗП марки ВШ-4-120 было разработано для использования в качестве теплозащиты обтекателей, передних отсеков, экранов, окантовок электроразъемов и тяг в конструкции РН «Протон-К». ТЗП ВШ-4-120 представляет собой композицию на основе состава ВШ-4 и предназначено для нанесения на элементы конструкции методом напыления.

ТЗП марок ТТП-ФС и ТТП-02 были разработаны для использования в качестве теплозащиты головных обтекателей (ГО). ТЗП марок ТТП-ФС и ТТП-02 представляли собой композиции на основе хлорсульфированного каучука с использованием в качестве растворителя толуола. Данные ТЗП наносились на обечайки ГО методом напыления.

ТЗП ТПШ-ЭС было разработано в качестве ремонтного варианта и для заделки стыков и зазоров крышек люков ГО и крепежных элементов. ТЗП ТПШ-ЭС представляет собой композицию на основе кремнийорганического клея-герметика шпательной консистенции.

В связи с повышением требований к экологии производства и окружающей среды взамен покрытий ТТП-ФС и ТТП-02 ОАО «Композит» было разработано покрытие ТЗП ТТП-БС(л) напыляемого типа на основе водного латекса бутадиенстирольного каучука, не содержащего в своей композиции вредных растворителей. ТЗП ТТП-БС(л) имеет широкое применение: на ГО, на элементах РН «Протон-К», «Протон-М», «Рокот», «Ангара».

С целью снижения массы теплозащиты ОАО «Композит» разработал перспективные ТЗП марок СИМП и ТПШ-ЭС(у). Эти материалы имеют малую плотность, низкий коэффициент теплопроводности. Они нетоксичны, невзрывоопасны, отверждаются в интервале температур 15-80°C. При изготовлении и нанесении их не используются растворители и вода. ОАО «Композит» было предложено нанесение разработанных ТЗП на защищаемую поверхность несколькими способами:

- в виде предварительно отформованных листов;
- заливкой под давлением;
- шпателем.

Характеристики ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у) приведены в табл. 2.

Таблица 2

| Наименование характеристик                                            | Марка ТЗП |           |
|-----------------------------------------------------------------------|-----------|-----------|
|                                                                       | СИМП      | ТПШ-ЭС(у) |
| Плотность, кг/м <sup>3</sup>                                          | 340–380   | 340–380   |
| Удельная теплоемкость, кДж/кг К                                       | 1,6       | 1,69      |
| Коэффициент теплопроводности, Вт/м К                                  | 0,069     | 0,076     |
| Коэффициент температуропроводности, м <sup>2</sup> /с 10 <sup>7</sup> | 1,02      | 1,07      |

| Наименование характеристик                                 | Марка ТЗП |           |
|------------------------------------------------------------|-----------|-----------|
|                                                            | СИМП      | ТПШ-ЭС(у) |
| Температура тах, °С                                        | 900       | 900       |
| Разрушающее напряжение при растяжении, кгс/см <sup>2</sup> | 1,3       | 0,8       |
| Относительное удлинение при разрыве, %                     | 11        | 6,5       |

Проведенные исследования работоспособности ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у) на испытательных базах ЦНИИМАШ и КБ «Салют» в условиях одновременного воздействия тепловых и силовых нагрузок, имитирующих натурные, показали, что данные материалы не только не уступают, но даже превосходят по своим теплофизическим характеристикам ТЗП ТТП-БС(л) и позволяют снизить массу теплозащиты ~ на 35%.

После тепловых испытаний ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у) были проведены работы по отработке технологии нанесения их на элементы конструкции.

Для отработки была выбрана технология нанесения ТЗП методом выкладки листов как наиболее технологичная для нанесения материалов на большие поверхности, состоящая из следующих операций:

- приготовление композиции;
- формование листов требуемой толщины;
- выкладка листов на поверхность изделия.

Предварительные расчеты технологического цикла изготовления ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у) применительно к головному обтекателю показали, что разработанная технология нанесения ТЗП в виде листов позволит сократить технологический цикл ~ в 1,5 раза по сравнению с технологией нанесения методом напыления штатного покрытия ТТП-БС(л), а также снизить себестоимость затрат за счет снижения потребления электроэнергии и сжатого воздуха.

Отработка технологии нанесения теплозащитных материалов ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС (у) проводилась в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на моделях элементов конструкций.

Было проведено опробование технологий: приготовления композиций ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у), формования листов в технологической оснастке, выкладки их на поверхности элементов конструкций различной формы, заделки зазоров между листами, ремонта дефектов ТЗП. В результате были определены технологические параметры приготовления композиций и формования листов, выбраны схемы выкладки листов, разработаны выравнивающий состав для заделки открытых пор на поверхности ТЗП ТПР-1 и ремонтный состав ТПР-2 для заделки зазоров между листами.

Проведенная технологическая отработка нанесения ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у) показала:

1. Выкладка листов ТЗП возможна на любые поверхности: плоские, цилиндрические, сферические, как в горизонтальном, так и в вертикальном положении.

Изменение параметров по времени ГО изд. "Интелсат-9" для конуса 16°

ТПШ-ЭС(У)  
Толщина ТЗП 3мм  
Образец №17-2

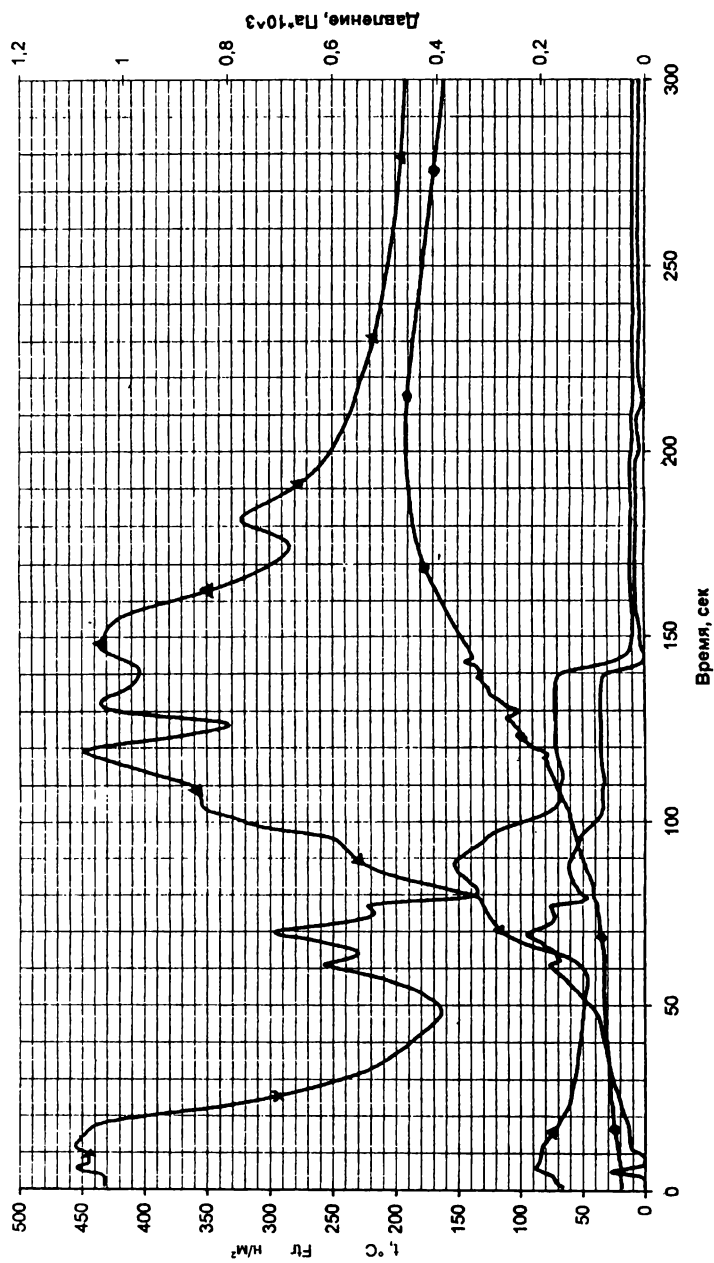
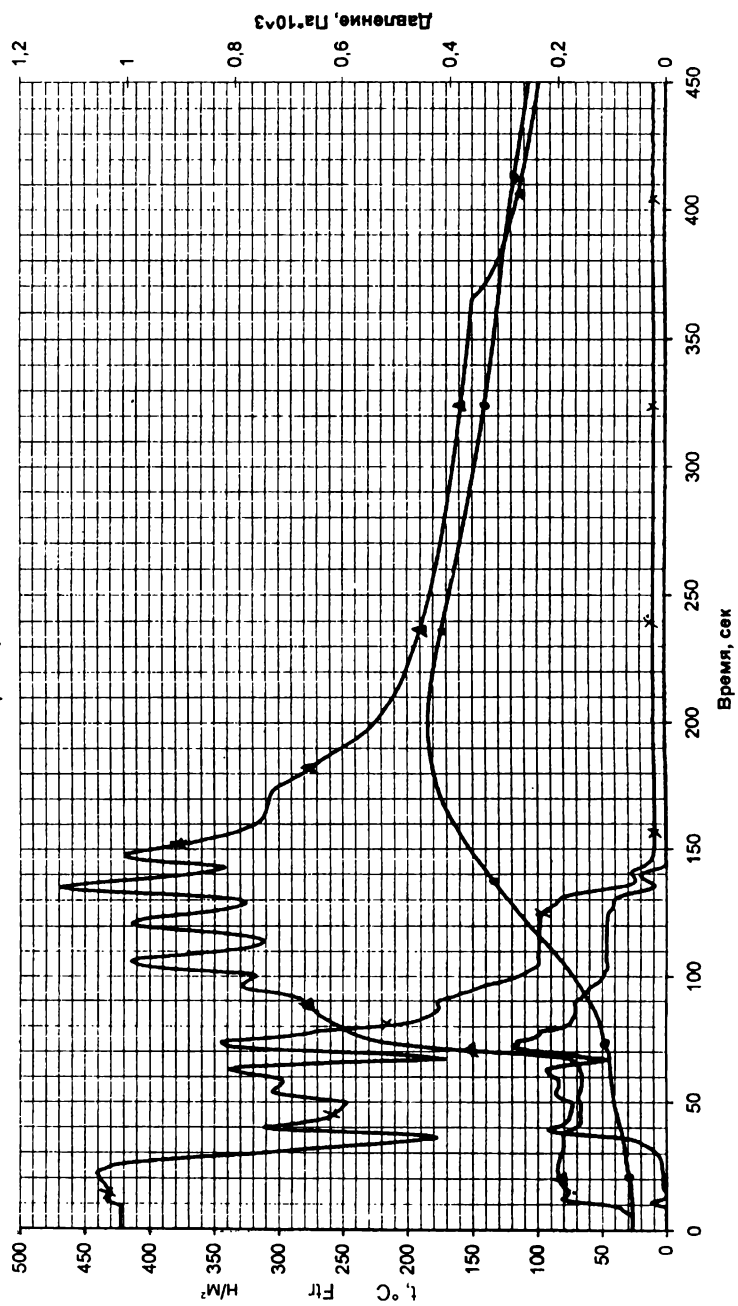


Рис. 1

Изменение параметров по времени ГО изд. "Интелсат-9" для конуса 16°

СИМП  
Толщина ТЗП 3мм  
Образец №04-2



● T<sub>гвл</sub> — T<sub>подл</sub> — Давление на поверхности ТЗП конуса 16°

Рис. 2

2. Процессы приготовления композиции и формования листов требуют специального технического оснащения.

3. Для использования технологии нанесения ТЗП на крупногабаритные изделия или изделия сложной формы методом напыления, аналогичной технологии нанесения ТЗП ТТП-БС(л), необходима доработка композиций ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у) в части снижения их вязкости. Температурно-временные параметры работы теплозащиты, снятые в полете, приведены на рис. 1 и 2.

В работе по разработке композиций ТЗП СИМП и ТПШ-ЭС(у), исследованию их свойств и отработке технологии их нанесения на изделия принимали участие: от ОАО «Комполит» – Щедрина Л.Д., Гуляева Л.Я., Савинова Ю.К.; от ЦНИИМАШ – Омельченко К.Г.; от КБ «Салют» – Прохоров Г.О., Фролов В.Н., Рыбинский Б.В., Вагина Е.Б., Савватеева О.А., Кудряшова Н.В., Полозкова Е.А.; от РКЗ – Телегин С.В., Шатхан А.Г., Люков В.Н., Некрасова Т.И.

### **Уплотнительные материалы и специальные лакокрасочные покрытия**

*Александров Н.Г., Руденко Т.А., Векшина Т.И., Булатова В.В., Волкова Т.И., Балабаева А.И., Межслумян Н.В.*

### **Резинотехнические детали и крупногабаритные резиновые сильфоны**

Учитывая широкое применение резиновых уплотнителей в конструкциях изделий нашего предприятия, в 1964 г. в КБ была создана конструкторско-технологическая лаборатория. Основной задачей лаборатории является: разработка резинотехнических деталей (РТД), включающая разработку конструкторской документации, отработку технологии их изготовления, выпуск опытных образцов, испытания и оформление технической документации. За время работы специалистами этой лаборатории Руденко Г.С., Шамраевой М.М., Деревлевым К.П., Балашовым В.Н., Лупповой А.П., Силкиной В.А., Волковой Т.И., Балабаевой А.И. было спроектировано и отработано более 2000 деталей из разных марок резин, обеспечивающих надежную герметичность и работоспособность различных узлов, агрегатов и систем. Кроме того, был проведен большой объем экспериментальных работ по исследованию стойкости резин в рабочих средах с использованием ускоренного термостарения, для подтверждения длительного срока эксплуатации РТД, в частности в составе функционального грузового блока «Заря», служебного модуля «Звезда», блока 15с300 и других изделий.

На все РТД совместно с ОАО НИИЭМИ оформлялась гарантийная документация.

Основная номенклатура резинотехнических изделий, применяемых в разработках КБ, – это кольца, прокладки различных размеров и сечений, втулки, чехлы, манжеты, трубчатые уплотнители, резинометаллические клапана. Однако возникали проблемы, когда для их решения требовалось создавать специфиче-

ские конструкции РТД, например, компенсаторы, учитывающие объемные изменения сред при температурных колебаниях, или крупногабаритные прокладки многократного срабатывания.

При проектировании РН «Рокот» необходимо было создать деталь, обеспечивающую в зоне между приборным отсеком и транспортным пусковым контейнером защиту части оптического тракта от внешних воздействий пыли, влаги, потока воздушной среды, бликов и засветок и работающую в температурном интервале от минус 50 до плюс 50°С.

Специалистами лаборатории была предложена конструкция сильфона из резины ИРП-2025 с гофрами, расположенными параллельно оси сильфона (рис. 1), что позволяло ему свободно сжиматься и растягиваться в трех взаимно перпендикулярных плоскостях и компенсировать технологические отклонения габаритных размеров приборного отсека и контейнера, а также температурные отклонения размеров при эксплуатации.

На одном кольце сильфона была сделана цилиндрическая площадка для крепления его на контейнере с помощью металлической ленты, для другого конца сильфона был рассчитан определенный натяг, который позволял сильфону сходиться со своего посадочного места при отделении от изделия с усилием не более 40 кгс.

Для удобства изготовления данной детали и облегчения массы пресс-формы было принято решение изготавливать сильфон из двух частей. Провести стыковку двух половин крупногабаритного сильфона методом горячей вулканизации с применением сырой резиновой смеси не предоставлялось возможным, так как не позволял развод плит пресса и возникали сложности удержания сильфона в пресс-форме для стыковки.

Механическое крепление с применением металлических накладок и крепежных деталей увеличивало массу сильфона, и при его сходе с посадочного места металлическая накладка могла повредить сильфон. Положительное решение данного вопроса стало возможным с применением для крепления двух половин сильфона высокопрочного двухкомпонентного клея холодного отверждения на эпоксидно-каучуковой основе – 51-К-10ВМ, с отработкой соответствующей технологии и оснастки.

Изготовленные сильфоны прошли успешную стендовую отработку и применяются в РН «Рокот», выполняя полностью свое назначение.

### **Клапанные устройства пневмогидросистем с уплотнителем из поликарбоната**

Одним из наиболее перспективных полимерных материалов, применяемых во всех областях народного хозяйства, является поликарбонат, серийный выпуск которого освоен отечественной промышленностью. Рост потребления поликарбоната был отмечен за последние 10 лет и составляет 7% общего количества полимерных материалов (13,1 млн тонн) инженерного назначения. Промышленный поликарбонат – продукт поликонденсации дифенилопропана и фосгена.

Это аморфный с частично кристаллической структурой полимер, состоящий высокоую удельную вязкость, высокоую теплостойкость, морозостойкость и

низкое водопоглощение. Широкие возможности применения поликарбоната во многих областях промышленности основаны на ценном сочетании свойств, наиболее важными из которых являются:

- относительно высокая температура плавления (235–300 °С);
- малая кристаллизация при температурах ниже температуры плавления;
- прозрачность;
- превосходные механические свойства в широком интервале температур (прочность при растяжении 570–700 кг/см<sup>2</sup>, прочность при сжатии – 800–950 кг/см<sup>2</sup>, коэффициент линейного расширения 6–10·10<sup>-5</sup> 1/К);
- хорошие диэлектрические свойства (тангенс угла диэлектрических потерь – 0,007, диэлектрическая проницаемость – 2,6–3,2, удельное объемное электрическое сопротивление 10<sup>15</sup> – 10<sup>16</sup> Ом · см);
- способность к вытяжке и сохранению ориентированного состояния за счет кристаллизации;
- стабильность свойств при различных температурах.

Этот материал не стоек в среде «амил» и «гептил», что не позволяет применять его в контакте с этими продуктами, но в воздушных и криогенных средах с высоким рабочим давлением и с довольно жесткими требованиями по герметичности этот материал незаменим. Особенно остро возникла необходимость в применении его при разработке клапанных устройств изд.12КРБ, «АНГАРА», КВРБ, работающих на криогенном топливе.

Все неметаллические материалы, применяемые в качестве уплотнителей при температурах ниже минус 120 °С, имеют небольшую ударную вязкость, т.е. весьма хрупки.

И тем не менее, затворы, в которых кольцо из неметаллического материала заделано в металлический клапан, широко применяют в криогенной арматуре. Для того чтобы такое кольцо обеспечивало герметичность затвора, необходимо, чтобы давление на кольцо от выступа седла было больше или равно  $q_{\min}$ , а давления на задней стенке кольца и по периметру были достаточными, чтобы не было перетечек по заделке.

Как показали работы КРИОГЕНМАШа, при испытаниях затворов с уплотнительными элементами из фторопластов при температурах минус 196 °С и минус 253 °С в криогенных средах (жидкий кислород и жидкий водород), получить хорошие стабильные показатели по герметичности не удалось. Предположительно, основной причиной неудовлетворительной работы этого типа клапанов следует считать недостаточную прочность фторопласта, большой коэффициент его линейного расширения (сжатия), что приводит в процессе испытаний к ухудшению шероховатости поверхности, множественности отпечатков от седла. Поэтому специалистами КБ «САЛЮТ» Руденко Т.А., Трифионовой М.Н., Межлумян Н.В., Бородаковой Т.Л. было предложено изготовить уплотнительный элемент из поликарбоната. Совместно со специалистами из НИИПМ («Радиопласт-Д») был проведен поиск и анализ марок поликарбоната, разработана конструкция посадочного места под уплотнительный элемент, а также технология заделки неметаллического уплотнительного материала в металлический клапан.

Герметичность в клапанном устройстве обеспечивается с помощью уплотнительного элемента, который запрессовывается в металлический клапан и обжимается.

Для клапанного устройства основной принцип герметизации заключается в обеспечении плотного контакта поверхностей уплотнителя и седла под действием рабочего давления  $p$ , схема которого показана на рис. 2.

Испытания клапанов с уплотнителями из поликарбоната показали, что степень герметичности зависит от давления на клапан и мало зависит от ширины уплотняющего пояса седла. Клапанные устройства данного типа надежно работают при действии на поликарбонатный уплотнитель удельного давления от 30 до 2000 кгс/см<sup>2</sup>.

Выявлена математическая зависимость минимального давления, необходимого для достижения герметичности от рабочего давления в среде жидкого азота

$$q_{\min} = 70 p^{0,25} \text{ МНУм}^2,$$

где  $p$  – рабочее давление, МН/м<sup>2</sup>.

Исследования показали, что клапаны с уплотнителем из поликарбоната можно применять до давления 6,4 МН/м<sup>2</sup> при температуре ниже 323 К.

Таким образом, поликарбонат в качестве уплотнительного материала рекомендуется применять в воздушных средах с высоким рабочим давлением (примерно от 300 кгс/см<sup>2</sup>) и высоких удельных нагрузках на поликарбонат ( $q_{\min} = 700\text{--}800 \text{ кг/см}^2$ ), а также в криогенных средах с рабочим давлением в жидком кислороде не более 30 кгс/см<sup>2</sup>, а в других криогенных средах допускаются более высокие давления рабочих сред (удельные нагрузки на поликарбонат в криогенных средах могут достигать 2000 кг/см<sup>2</sup>).

Уплотнительные элементы из поликарбоната способны длительно работать при высоких удельных нагрузках на материал и обеспечивать надежную необходимую герметизацию узла.

### **Новый класс лакокрасочных покрытий**

С первых полетов космических спутников встал вопрос о защите их от воздействия статического электричества и от воздействия тепловых потоков на изделие.

Для обеспечения пожаро-, взрывобезопасности изделий от статического электричества к поверхностям изделия стали предъявляться требования по электропроводности, т.е. электрическое сопротивление между любой точкой на поверхности изделия и местом металлизации должно быть не более  $10^6 \text{ Ом}$ . Согласно этим требованиям все материалы, применяемые на изделии, должны иметь удельное объемное электрическое сопротивление  $\rho_v$  не более  $10^5 \text{ Ом}\cdot\text{м}$ . Это в первую очередь коснулось лакокрасочных покрытий.

Лакокрасочные покрытия, применяемые на изделиях до сих пор, обладали антикоррозионными и специальными терморегулирующими свойствами, но не обеспечивали требуемого удельного объемного электрического сопротивления –  $\rho_v > 10^{12} \text{ Ом}\cdot\text{м}$ .



В связи с этим, выявилась необходимость создания новых лакокрасочных терморегулирующих и антистатических покрытий с пониженным значением  $\rho_v$ . Отраслевому институту НПО «Композит» было выдано Техническое задание на разработку трех новых покрытий с различными термооптическими характеристиками  $A_s$  и  $E_n$  и удельным объемным электрическим сопротивлением  $\rho_v < 10^5 \text{ Ом}\cdot\text{м}$  (белое, серебристое и черное).

Существовала определенная трудность создания белой электропроводной эмали, т.к. существующие белые пигменты (окислы металлов) имеют высокое  $\rho_v$ .

И только после того, как институту ИРЕА удалось создать технологию обработки окисла Zn и получить ZnO с  $\rho_v \approx 10^3 \text{ Ом}\cdot\text{м}$ , появилась возможность создания белой антистатической эмали с  $\rho_v < 5 \cdot 10^5 \text{ Ом}\cdot\text{м}$ .

Белая эмаль была создана к моменту появления изд. БРИЗ-М и сразу же была внедрена на панелях радиаторов, т.к. разработчику удалось получить одновременно и хорошие термооптические характеристики:  $A_s \leq 0,3$  и  $E_n \geq 0,9$ .

Эмаль ЭКОМ-1 белая позволяет снизить температуру отдельных элементов конструкции или изделия в целом и, при этом, не накапливает на своей поверхности опасных напряжений.

Затем КБ «Салют» и НПО «Композит» на базе эмали ЭКОМ-1 была проведена большая работа по определению возможности введения алюминиевой пасты в эмаль, начиная с 0,5% до 4%, и определению получаемых при этом характеристик. Было установлено, что, добавляя алюминиевую пасту в эмаль, можно снижать электрическое сопротивление покрытия, коэффициент излучения  $E_n$ , изменять поглощательную способность солнечной радиации  $A_s$ .

В соответствии с требованиями ТЗ была разработана эмаль ЭКОМ-Ш серебристо-серая (при добавлении 4% алюминиевой пасты ТРП) с характеристиками  $A_s \leq 0,4$  и  $E_n \leq 0,5$ , которая предназначена для обеспечения теплообмена между поверхностями приборов, агрегатов и для снижения тепловых потерь через поверхности внешнего оборудования изделий. Указанная эмаль внедрена на изделия Бриз-М на отсеке приборном, на изделии «Ангара», «Монитор», «Казат».

Для интенсификации радиационного (лучистого) теплообмена между поверхностями приборов, агрегатов и окружающей средой была необходимость создания и черной электропроводной эмали для КА, т.к. имеющаяся эмаль ХП-5237 черная нестойка к воздействию факторов космического пространства. В соответствии с этим была разработана эмаль ЭКОМ-2 черная с характеристиками  $A_s$  и  $E_n > 0,9$ .

Все новые покрытия были всесторонне исследованы на стойкость к воздействиям факторов КП. Определены характеристики газовыделений покрытий. Общая потеря массы покрытий: для ЭКОМ-1 – не более 0,70%, для ЭКОМ-2 – не более 0,94%, для ЭКОМ-1П – не более 0,52%; количество летучих конденсирующихся веществ: для ЭКОМ-1 – не более 0,06%, для ЭКОМ-2 – не более 0,04%, для ЭКОМ-1П – не более 0,04%.

Проведены ускоренные климатические испытания покрытий на различных металлических материалах для оценки антикоррозионных защитных свойств, а также стабильности характеристик в процессе хранения и наземной эксплуатации изделий. В результате видимых изменений не обнаружено по всем прове-

ряемым показателям (внешний вид, адгезия, терморadiационные характеристики и электрическое сопротивление).

В настоящее время продолжается работа по исследованиям покрытий и определению возможности улучшения характеристик белого и серебристого покрытий, улучшению прочностных характеристик черного покрытия, а также рассматривается возможность защиты белого покрытия от деградации в условиях ГСО. В этой работе непосредственное участие принимали от ОАО «Композит»: Л.В. Киселева, Т.В. Ковалева, А.В. Григорьевский и М.Б. Шуйский; от КБ «Салют»: Т.И. Векшина, В.В. Булатова, Т.Д. Беляева.

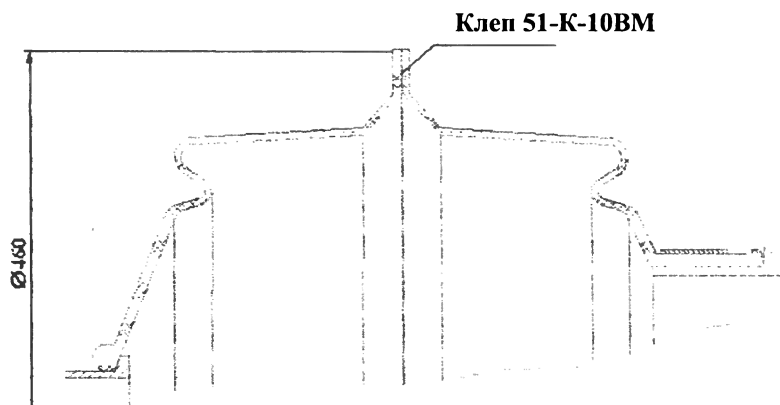


Рис. 1

### Схема клапанного устройства

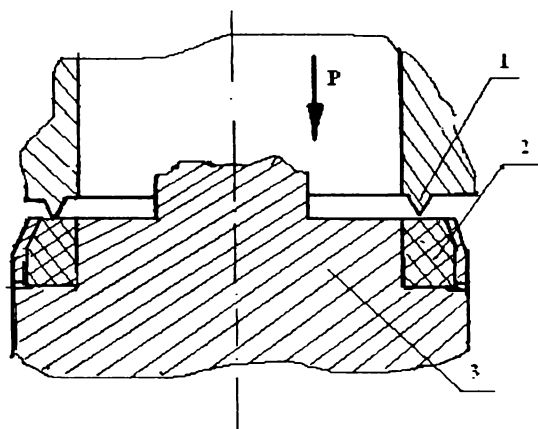


Рис. 2

- 1 – седло, металл;
- 2 – уплотнитель из поликарбоната;
- 3 – металлический клапан с уплотнительным элементом

## Криогенная теплоизоляция баков и элементов конструкции

*Александров Н.Г., Сереженкова В.В., Щербакова Т.Н.*

Эксплуатация конструкции РКТ с использованием жидкого кислорода потребовала создание элементов их конструкции, которые бы уменьшали тепловые потоки от окружающей среды к низкокипящей жидкости и понижали скорости ее прогрева и выкипания. Так началось создание теплоизоляции баков.

На начальном этапе теплоизоляция изготавливалась в виде блоков с последующим креплением к поверхности бака механическим или клеевым способом. При дальнейшем совершенствовании тепловой защиты были разработаны относительно простые, надежные и эффективные системы теплоизоляции криогенных емкостей.

В современной ракетно-космической технике наибольшее распространение получила теплоизоляция на основе напыляемых изоциануратуретановых пенопластов, которые обладают хорошими теплоизоляционными и влагозащитными свойствами. Многие свойства таких пенопластов объясняются особенностью их структурного строения – наличием двух фаз (твердой и газообразной), что придает им малую плотность, относительно высокую удельную прочность и высокие теплоизоляционные свойства.

К изоляции, наносимой на крупногабаритные емкости сложной конфигурации, предъявляются следующие требования:

- малая масса при низком коэффициенте теплопроводности;
- деформационная совместимость с материалом изолируемой поверхности;
- высокая механическая прочность;
- технологичность в изготовлении и удобство в эксплуатации;
- ремонтноспособность на всех стадиях изготовления;
- высокая надежность.

Этим требованиям удовлетворяет криогенная теплоизоляция (КрТИ), разработанная КБ «Салют» в начале 90-х годов. Она создана на основе пенопласта «Изолан-10» с кажущейся плотностью  $37\text{--}50 \text{ кг/м}^3$ , коэффициентом теплопроводности не более  $0,026 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$ , прочностью при сжатии при 10%-ной деформации не менее  $0,16 \text{ МПа}$ , относительным удлинением при минус  $180^\circ\text{C}$  – 4%. Был разработан пакет криогенной теплоизоляции, который состоит из нескольких слоев (рис. 1). В создании и отработке технологии нанесения пенопластов принимали участие Кулага Е.С., Деревлев К.П., Балашов В.Н., Сухова А.Е., Сереженкова Т.Н., Щербакова Т.Н., Телегин С.В., Шатхан А.Г..

Каждый слой КрТИ наносится отдельно с применением индивидуальных установок. Пенопласт Изолан-10 наносится методом напыления под давлением. Толщина слоя пенопласта, наносимого за один проход, не превышает 50 мм. Необходимая толщина достигается механообработкой. Для крепления пенопласта к поверхности изделия применяется капроновая сеть «Дель», которая крепится следующим образом: на поверхность обработанного пенопласта наносится один слой клея АДВ-5, затем через небольшое время вручную укладывается сеть и ее края сшиваются капроновой нитью, после чего на сеть наносится еще один слой клея. Клей АДВ-5 обеспечивает также влагозащиту пенопласта. При необходи-

мости на теплоизоляционный слой наносится теплозащитный напыляемый пенопласт ППУ-Т с кажущейся плотностью  $60\text{--}90\text{ кг/м}^3$ , с коэффициентом теплопроводности не более  $0,04\text{ Вт/м}\cdot\text{К}$ , прочностью при сжатии при 10%-ной деформации не менее  $0,3\text{ МПа}$ . Пенопласт ППУ-Т наносится послойно методом напыления под давлением. Толщина отдельного слоя, наносимого за один проход, составляет  $5\text{--}7\text{ мм}$ . Необходимая толщина обеспечивается механической обработкой. Для обеспечения влагозащиты наносится один слой клея АДВ-5. Для снятия статического электричества наносится эмаль ХП-5237.

Криогенная теплоизоляция применяется для крупногабаритных емкостей, трубопроводов различной конфигурации и элементов конструкции, работающих при температурах от минус  $253\text{ }^{\circ}\text{C}$  до плюс  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Многолетний опыт изготовления теплоизоляционных конструкций подтвердил высокие технологические и эксплуатационные свойства пенопластов «Изолан-10» и ППУ-Т.

На современном этапе развития науки и техники актуальной задачей является создание пенопластов на основе озоносберегающих компонентов, технология изготовления которых и санитарно-химические свойства отвержденных пенопластов соответствовали бы предъявляемым требованиям по токсикологической и экологической безопасности. В связи с этим, взамен пенопласта «Изолан-10» в настоящее время используется пенополиуретановый пенопласт «Изолан-123» с близкими по значению характеристиками. Напыляемые пенопласты – высокоэффективные и технологичные теплоизоляционные материалы. Имевшийся опыт изготовления этих материалов позволяет прогнозировать перспективность их применения.

### Эскиз криогенной теплоизоляции

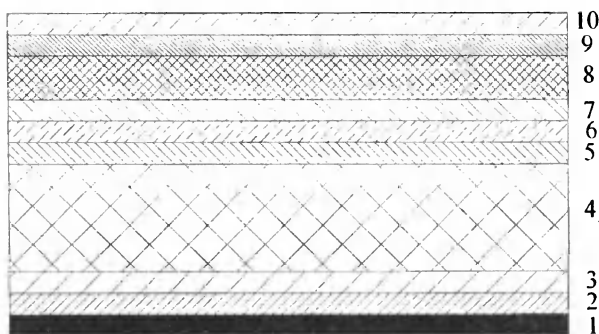


Рис. 1

- 1 – изолируемая поверхность – металл;
- 2 – антикоррозионное покрытие – грунтовка ЭП-0214;
- 3 – амортизационный слой – клей «Криосил-Р»;
- 4 – теплоизоляционный слой – пенопласт «Изолан-10»;
- 5 – влагозащитное покрытие – клей АДВ-5;
- 6 – крепление пенопласта – сеть капроновая «Дель»;
- 7 – влагозащитное покрытие – клей АДВ-5;
- 8 – теплозащитный слой – пенопласт ППУ-Т;
- 9 – влагозащитное покрытие – клей АДВ-5;
- 10 – антистатическое покрытие – эмаль ХП-5237

## Трубопроводы из полиимидного композиционного материала

*Афанасьев Л.А., Миронова Н.Н., Александров Н.Г.*

В 1991 году КБ «Салют» было подписано первое международное соглашение с Индией о создании разгонного блока (12КРБ) и коллектив КБ «Салют» приступил к проектированию этого изделия.

Особенностью этого изделия было использование криогенного топлива. В связи с этим перед специалистами КБ «Салют» возникла задача поиска новых материалов для изготовления криогенных трубопроводов топливных магистралей изделия.

Рабочие температуры этих магистралей (вплоть до 20К) затрудняют применение традиционно используемых для изготовления трубопроводов металлов. При воздействии криогенных температур они значительно изменяют свои линейные размеры (особенно сказывается уменьшение длины) и охрупчиваются. Для того чтобы этого не происходило, потребовалась бы установка нескольких сильфонных термокомпенсаторов, что привело бы к переутяжелению и удорожанию конструкций таких магистралей.

Специалисты КБ «Салют» (Афанасьев Л.А), совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана (Буланов И.М., Шишацкий В.А., Нехороших Г.Е.) развернули экспериментально-теоретические исследования по поиску новых материалов, способных работать при отрицательных температурах и в агрессивных средах. В ходе работ выявили, что к таким материалам относятся полимерные пленки, а из них наибольшего внимания заслуживают дублированные полиимидные пленки с одно- или двусторонним покрытием фторопласта. Покрытие фторопласта придает этой пленке способность свариваться с такой же пленкой. Они обладают малой газопроницаемостью, повышенной прочностью, высокой химической стойкостью, что обеспечивает им работоспособность при криогенных температурах.

Одно из основных требований для криогенного трубопровода состоит в обеспечении герметичности.

Применению полимерных трубопроводов из полиимидного композиционного материала в конструкции разгонного блока предшествовала большая научно-исследовательская работа. В процессе ее выполнения были разработаны конструкции полиимидных трубопроводов и металлических наконечников для них, технологический процесс их изготовления и технологическая оснастка, необходимая для осуществления этого процесса, а также изучены основные физико-механические характеристики полиимидного композиционного материала при нормальных и криогенных температурах.

Полиимидные пленки с фторопластовым покрытием явились основным материалом, из которого стали изготавливаться трубопроводы методом многослойной намотки на технологическую оправку.

Полиимидные трубопроводы состоят из оболочек, выполненных из полиимидного пленочного пластика и металлических законцовок из нержавеющей стали. Разработанная технология обеспечивает изготовление трубопроводов прямолинейных и криволинейных (рис. 3, 4).

Полиимидные композиционные трубопроводы позволили в значительной мере преодолеть возникшие затруднения и добиться ряда преимуществ по сравнению с металлическими трубопроводами:

- снижение массы топливных магистралей на 20–30%;
- сохранение пластичности трубопроводов до 20 °К;
- исключение из конструкции дорогостоящих и тяжелых компенсаторов перемещений;
- обеспечение герметичности по гелию  $5 \times 10^{-3}$  л.мкм.рт.ст/с;
- допустимое абсолютное рабочее давление внутренней среды до 20 кгс/см<sup>2</sup>;
- низкая фактическая газопроницаемость композитных трубопроводов по гелию, обеспечивающая пожаро-, взрывобезопасную эксплуатацию.

Еще одним важным преимуществом композитных трубопроводов, получаемых методом намотки полиимидной пленки на удаляемую технологическую оправку, является возможность изготовления изделий любой, определяемой прочностным расчетом, толщины. Толщина использовавшихся ранее металлических трубопроводов определялась существующими стандартными нормативами и возможностями прокатного оборудования.

Положительные результаты использования полимерных трубопроводов в разгонном блоке, работающем на криогенных топливах, позволили рекомендовать данный материал для изготовления трубопроводов аналогичного назначения в конструкциях носителей семейства «Ангара».

Комплекты полиимидных трубопроводов для стендовых и летных изделий 12КРБ изготавливались в МГТУ им. Н.Э. Баумана, а испытывались в КБ «Салют». Максимальный диаметр изготавливаемых трубопроводов был 80 мм.

В связи с этим, специалистами КБ «Салют» Александров Н.Г., Афанасьев Л.А., Миронова Н.Н., Руденко Т.А. и РКЗ Телегин С.В., Митин В.Ф., Городничев Ю.П., Мальков В.В.) при помощи специалистов МГТУ им. Н.Э. Баумана Нехороших Г.Е. и Буланова И.М. на базе РКЗ создан участок по производству полиимидных композиционных трубопроводов. В короткие сроки были полностью реконструированы помещения и оснащены необходимым оборудованием. Для успешной отработки и внедрения технологического процесса по изготовлению трубопроводов была спроектирована и изготовлена технологическая оснастка. В отработке техпроцесса изготовления трубопровода с использованием разнородных материалов (Ф-4МД-Б, Ф-4, полиимид, Амг6М, 12Х18Н10Т) возникли определенные трудности, требовалось определить оснастку, которая бы выдерживала усилия, возникающие при спекании полиимидных трубопроводов, определить способы нанесения и отверждения суспензии на законцовках, выполненных из нержавеющей стали, для обеспечения прочности труб и т.д. Так, при изготовлении трубопровода Ø 300 мм возникла проблема с технологической оправкой. При формировании оболочки наблюдалась деформация оправки. Конструктора Шилов В.М. и Витер В. А. спроектировали уникальную конструкцию сборно-разборной металлической оправки многократного применения, которая позволила изготавливать качественные трубопроводы такого диаметра (рис. 1, 2).

Сейчас идут работы по практическому обеспечению стендовых изделий «Ангара» трубопроводами топливных магистралей, изготавливаемых из полиимидного полимера.



Рис. 1. Общий вид разборной оправки

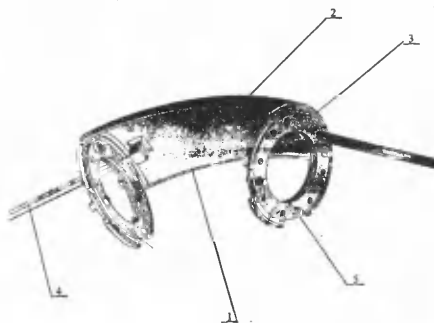


Рис. 2

1 – разъемные секции; 2 – рабочая поверхность;  
3 – тендерное кольцо; 4 – стяжные элементы;  
5 – разжимные болты



Рис. 3



Рис. 4

### Теплоизоляция элементов конструкций изделий разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

*Александров Н.Г., Ширяева С.Ф., Бородакова Т.Л.*

В изделиях ракетно-космической техники широко используются теплозвукоизоляционные материалы типа АТМ.

На ракетноносителе «Протон» для защиты неподвижного экрана двигательного отсека 1-й ступени был применен материал АТМ-4, представляющий собой гибкую плиту, отформованную из штапельного кремнеземного волокна диаметром 5–7 мк на поливинилацетатной эмульсии, облицованную кремнеземной тканью и простеганную кремнеземными нитками.

Материал был заключен между наружной обшивкой из полированного сплава ОТ-1 и внутренней обшивкой из материала Д-16.

Материал не горит и не тлеет, работает при температурах от минус 60 до плюс 1200 °С кратковременно.

У истоков внедрения данного материала стояли начальник отдела 10 Руденко В.С. и ведущий специалист Иваненко А.В.

Отработка материала в условиях теплового нагружения, близких к реальным, проводилась на лучистом стенде нынешнего отдела К 831 Виленским Т.Л., Косоруковым В.И., Козловым В.Б., Фроловым В.Н., Корзиной М.С.

Была показана работоспособность конструкции экрана, определены теплофизические характеристики материала АТМ-4.

Для теплоизоляции отсеков изделия «Протон» стали использовать материал АТМ-1, представляющий собой мат, изготовленный из рыхлого слоя супертонких стеклянных волокон диаметром до 2,5 мк, связанных между собой фенолоформальдегидной смолой. Волокнистый тепловозвукоизоляционный материал АТМ-1 отличает от других материалов сочетание хороших теплофизических свойств, легкости, технологичности, возможности работы в широком диапазоне температур.

В настоящее время наряду с материалом АТМ-1 используют иглопробивное полотно из кварцевого волокна, в отработке которого принимали участие Рыбинский Б.В., Вагина Е.Б., Федоров О.Г., Васильева Е.Б., Ширяева С.Ф.

Для облицовки мата использовали стеклянные, кремнеземные и капроновые ткани.

Наибольшее распространение для облицовки теплоизоляции получила самозатухающая ткань капроновая техническая с антипиреновым нитроцеллюлозным покрытием АЗТс.

Тепловозвукоизоляционный материал АТМ-1 при хороших теплоизоляционных характеристиках достаточно технологичен. Раскраивание заготовок из волокнистых материалов производится с помощью режущих инструментов (ножа, электроножа, ножниц и др.) после разметки материала по шаблонам. Далее мат облицовывают с одной или двух сторон пришиванием или приклеиванием. К изделию готовые панели крепят клеем, выбранным в зависимости от температуры на поверхности изделия.

Большой личный вклад в отработку технологии нанесения теплоизоляции на изделие внесли начальник отдела 223 Деревлев К.П. и зам. начальника Балашов В.Н., инженер Ермолина А.С..

Тепловозвукоизоляционный материал АТМ-1 по аналогии с изделием «Протон» применяется и на изделии «Протон-М».

Широкое применение материал АТМ-1 нашел в теплоизоляции головных обтекателей. Вся внутренняя поверхность головного обтекателя облицована этим материалом. Легкость и технологичность АТМ-1 позволяют применять его на больших площадях.

С начала 90-х годов наше предприятие стало заниматься коммерческими запусками космических аппаратов для зарубежных стран. Появились более жесткие требования к обеспечению чистоты космических аппаратов, для выполнения которых необходимо применение материалов с низким газовыделением.

Было принято решение о замене облицовочного материала, так как применяемая для облицовки ткань АЗТс, обладая высоким газовыделением, не соответствовала выдвинутым требованиям по определенным оптическим характери-



стикам. В связи с этим был проведен поиск новых материалов, и выбрана новая облицовка, которая представляет собой комбинированную конструкцию на основе ткани технической капроновой арт.56004, сдублированной через клей Виллад-5к с металлизированной полиэтилентерефталатной пленкой.

Достоинствами материала с новым комбинированным покрытием является то, что он обладает меньшим газовыделением по сравнению с ранее применяемыми материалами (ОПМ = 0,28% , ЛКВ = 0,04%), что и позволяет обеспечить чистоту оптических поверхностей летательных аппаратов и необходимые оптические характеристики ( степень черноты  $\epsilon_s \leq 0,1$  ).

Такая облицовка для материала АТМ-1 использовалась на головных обтекателях изделий «Глонасс» , «Интелсат-10» , «Амазонас» , «АМС-15» , «Аник FIR» , «Мисат-3» , «ДирекТВ-8» , «Волдсат-3» , «Астра 1Кр» , «Казсат» и других.

В выборе материалов для облицовки, испытаниях материала и отработке технологии изготовления большое участие принимали сотрудники отдела 223: Кудряшова Н.В., Бородакова Т.Л. и Ширяева С.Ф. .

Теплозвукоизоляционный материал АТМ-1 с новой облицовкой занял достойное место и в перспективных разработках нашего предприятия – на ракетоносителе «Ангара» и головном обтекателе для него.

Из теплозвукоизоляционных волокнистых материалов типа АТМ очень широко используется материал АТМ-3, представляющий собой мат, изготовленный из рыхлого слоя штапельных супертонких стеклянных волокон диаметром не более 2 мк, облицованный с двух сторон стеклотканью Э-2-62. Материал не горит и не тлеет. Он используется для теплоизоляции трубопроводов с температурой эксплуатации от минус 60 до плюс 450 °С длительно и до плюс 600 °С кратковременно.

Большое количество трубопроводов изделий «Протон», «Протон-М», «Бриз», «Ангара», «КВРБ» и других «укрыты» материалом АТМ-3, который защищает их и от перегрева, и от переохлаждения.

**ДЛЯ ЗАМЕТОК**

**ДЛЯ ЗАМЕТОК**

**ДЛЯ ЗАМЕТОК**

**ДЛЯ ЗАМЕТОК**

**НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ  
РАЗРАБОТКИ  
ОКБ-23 – КБ «САЛЮТ»**

Под общей редакцией *к.т.н. Ю.О. Бахвалова*

Научный редактор *д.т.н. Е.С. Кулага*  
Редакторы *Н.И. Котенко, Н.Ю. Ладанова*  
Технический редактор *М.Ю. Азарова*  
Корректор *А.Н. Горбунова*

Подписано в печать 29.05.06. формат 70×100 <sup>1</sup>/<sub>16</sub>.  
Усл. печ. л. 45,0. Тираж 1000 экз. Изд. № 500. Тип. № 4138

Издательство «Воздушный транспорт»  
109012, Москва, Старопанский пер., 5

Отпечатано с оригинал-макета  
в открытом акционерном обществе  
«Тамбовская типография «Пролетарский светоч»  
392600, г. Тамбов, Моршанское шоссе, 14а