

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ
РАЗРАБОТКИ
ИБ "САЛЮТ"



НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
“ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ
ЦЕНТР им. М.В. ХРУНИЧЕВА”

**НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ
РАЗРАБОТКИ
КБ “САЛЮТ”
2006–2008 гг.**

Под общей редакцией
доктора технических наук Ю.О. БАХВАЛОВА

ВЫПУСК II



МОСКВА «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 2010

Авторы: Ю.О. Бахвалов, А.В. Альбрехт, Е.А. Абрамова, Э.Г. Алехин, А.Ш. Альтшулер, М.П. Ананьев, Н.Н. Баталин, А.Г. Бахтин, А.А. Белкин, Р.В. Бизяев, А.Ф. Вагонов, Ю.Н. Винокуров, А.В. Владимиров, С.В. Владимирова, В.Д. Володин, В.З. Воронкович, А.П. Гневашев, А.А. Горбань, В.А. Гордеев, Т.С. Гордеева, С.А. Гришин, Г.А. Гусарев, А.Г. Гусев, Д.Б. Данилов, А.Н. Демченко, А.Г. Дробышев, В.В. Елисеев, В.А. Жуков, В.К. Завадский, А.Н. Загорков, В.Л. Иванов, В.П. Иванов, П.А. Иосифов, Е.Б. Каблова, В.Н. Каменщиков, И.Н. Каракотин, С.С. Кензин, А.И. Кибзун, С.Б. Киселев, Л.Г. Кленовая, О.А. Колтуновская, А.С. Кудинов, С.В. Кудинов, А.И. Кузин, В.Б. Лаишевский, А.А. Лангуев, С.И. Манохин, В.В. Мезенцев, В.Н. Мельников, В.И. Михеев, М.Ю. Мозжорина, Р.А. Мухамедшин, В.Ф. Нагавкин, А.В. Новиков, И.С. Партола, А.В. Перфильев, О.В. Петрова, С.А. Петроковский, Е.Н. Питомец, О.В. Поздеев, В.П. Полиновский, В.А. Половцев, Е.И. Постоюк, С.Е. Пугаченко, Н.Н. Пущенко, А.А. Смердов, И.А. Соболев, М.Б. Соколов, С.Г. Соломаха, В.О. Строков, Ю.Г. Суслов, Л.П. Таирова, В.П. Фирсов, А.В. Чалый, А.П. Чубенко, С.К. Шаевич, Н.Е. Шестериков, Ю.Т. Шлуинский, Л.И. Шумский, В.В. Щербак, И.И. Юрченко, Н.Б. Яроцкая

Научно-технические разработки КБ «Салют». 2006–2008 гг. / Н 34 Ю.О. Бахвалов, А.В. Альбрехт, Е.А. Абрамова и др.; под ред. Ю.О. Бахвалова. М.: Машиностроение, 2010. 398 с., ил.

ISBN 978-5-217-03457-4

Настоящая книга — сборник статей сотрудников конструкторского бюро одного из крупнейших ракетно-космических центров страны — ГКНПЦ им. М.В. Хруничева — и их соавторов из академических и учебных институтов.

Книга является вторым выпуском, первый был издан в мае 2006 г. Он охватывал тематику работ КБ от самолетов В.М. Мясичева, ракет-носителей В.Н. Челомея, космических аппаратов с мощными энергетическими системами Д.А. Полухина до космических станций «Салют», «Мир» и Международной космической станции.

В центре публикуемых в настоящем сборнике статей актуальные научно-технические вопросы работы ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на современном этапе. Это сегодняшний день Международной космической станции и ее развитие в будущем, модернизация ракеты-носителя «Протон» и разработка новых перспективных носителей и космических аппаратов.

На страницах этой книги нашли отражение основные направления работы КБ «Салют» — от проектных и расчетных вопросов до наземных стендовых испытаний новых образцов ракетно-космической техники.

Для научных работников. Будет полезна широкому кругу специалистов аэрокосмической промышленности, преподавателям и студентам старших курсов высших технических учебных заведений.

ББК 39.62

Предисловие

В очередном сборнике научно-технических трудов сотрудников КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева рассматриваются вопросы и проблемы, которые решались в КБ «Салют» в период с 2006 по 2008 гг. Настоящий сборник посвящен рассмотрению и обсуждению научно-технических мероприятий, реализация которых позволит существенно улучшить характеристики модернизируемых ракет космического назначения (РКН), а также использовать полученные результаты при создании новых РКН.

Структура сборника отражает направленность научно-технической деятельности КБ «Салют», в нем приведены наиболее значимые результаты проведенных исследований. В сборнике на уровне проектирования в постановочном плане рассматриваются способы решения фундаментальных задач практической космонавтики.

Следует отметить, что сборник охватывает лишь небольшую часть проблем, связанных с модернизацией изделий ракетно-космической техники, в том числе ракет космического назначения, разгонных блоков, космических аппаратов и космических станций. При этом обсуждаются вопросы и задачи, возникающие на различных этапах создания ракетно-космической техники, а также пути их решения.

Хочу особо подчеркнуть, что часть представленных работ нашла свою оценку в Высшей аттестационной комиссии РФ. Так, за период с 2006 по 2009 гг. защитили диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук два сотрудника КБ «Салют», пятеро стали кандидатами технических наук. Это говорит о высоком научно-техническом потенциале коллектива.

Сборник, надеемся, будет интересен широкому кругу специалистов аэрокосмической промышленности, а также преподавателям, аспирантам и студентам старших курсов профильных вузов.

*Генеральный директор—генеральный конструктор
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева*

В.Е. Нестеров



Развитие средств выведения космических аппаратов на современном этапе*Ю.О. Бахвалов*

Использование космического пространства для развития средств связи, дистанционного зондирования Земли, научных исследований и пилотируемых полетов невозможно без применения средств выведения для доставки космических аппаратов на орбиту Земли.

К средствам выведения относятся космические ракетные комплексы (КРК) и комплексы разгонных блоков (КРБ), включающие ракеты космического назначения, разгонные блоки, а также наземные комплексы подготовки, пуска и управления полетом.

Возможности для решения поставленных задач в космосе во многом зависят от эффективности ракетной техники (РТ). Развитие средств выведения осуществляется разработчиками РТ во многих странах мира, достигнутые ими результаты в этой области по своим параметрам близки друг к другу.

Оценка эффективности средств выведения проводится путем сравнения их массово-энергетических характеристик как одного из основных критериев. Существуют и другие критерии, такие как стоимость выведения килограмма полезного груза на опорную орбиту, зависящая от многих факторов, в том числе и от широты точки старта, а также надежность, сроки изготовления и подготовки к пуску и др.

Массово-энергетические характеристики (МЭХ) средств выведения (СВ) РТ являются решающими для выполнения конкретной задачи. При используемом в настоящее время в ракетной технике принципе реактивного движения возможности достижения уровня МЭХ ограничены видом преобразования энергии и типом компонентов топлива.

Разработчики РТ ограничены современным уровнем развития науки и техники. С этим связано то, что СВ, разработанные в разных странах, имеют близкие МЭХ.

Развитие СВ основано на повышении эффективности создаваемых образцов ракетной техники. Если рассмат-

ривать повышение МЭХ как основное направление повышения эффективности, то каждый последующий шаг в этом направлении требует вложения все больших средств. В этой ситуации экономические затраты на создание новых комплексов, действующих на тех же принципах и использующих те же компоненты топлива, что и находящиеся в эксплуатации, слишком высоки в сравнении с достигаемым эффектом.

Модернизация существующих средств выведения. Решения о модернизации средств выведения и о создании новых КРК и КРБ принимаются на основе коммерческих, экологических, политических, но не технических интересов. В связи с этим большинство разработчиков СВ направило свои усилия на модернизацию эксплуатируемых ракетных комплексов.

Так, разработчики комплекса «Ариан-4» пошли на создание принципиально нового комплекса «Ариан-5», однако в настоящий момент реализуют план долговременной поэтапной модернизации РН «Ариан-4».

С точки зрения дальнейшего развития СВ разработчики РТ при рассмотрении путей создания носителей будущего основываются на созданном заделе и возможном переходе к модульному построению ракетных комплексов.

При модернизации ракетных комплексов решаются задачи повышения МЭХ, снижения себестоимости изготовления и эксплуатации, повышения надежности и живучести.

Повышение МЭХ обеспечивается снижением массы элементов изделия, повышением эффективности использования топлива и оптимизацией распределения масс между составными частями изделий.

Внедрение современных технологий и новых конструкционных материалов позволяет использовать более эффективное распределение масс между конструкцией, системами и компонентами топлива.

Использование высокопрочных свариваемых алюминиевых сплавов в топливных системах и баках или высокомодульных композиционных материалов в каркасных конструкциях приводит к снижению массы изделия и повышению эффективности.

С другой стороны, использование сетчатых заборных устройств, высотных насадков на сопла двигателей или систем управления соотношением и расходом компонентов топлива приводит к снижению неэффективных потерь топлива, но повышает массу изделия.

Решения, которые принимаются при модернизации, могут приводить как к снижению, так и к повышению себестоимости изделий. Так, например, внедрение композиционных материалов в переходные отсеки и проставки может основываться как на использовании технологии намотки, что существенно снижает затраты на изготовление, так и на использовании технологии выкладки и прессования, что, наоборот, ведет к увеличению затрат.

Таким образом, при решении задачи оптимизации вопрос эффективности должен определяться на основе обобщенного технико-экономического критерия. Это позволит, проводя последовательную модернизацию средств выведения, добиваться повышения эффективности эксплуатируемых изделий при минимальных финансовых затратах.

Помимо МЭХ важнейшей задачей модернизации средств выведения является повышение их надежности. Если рассматривать одноразовые средства выведения, то их надежность определяется величинами запасов функционирования при заданных внешних воздействиях и внутренними свойствами, подтвержденными наземными испытаниями.

Увеличение запасов для повышения надежности приводит к росту массы конструкции и снижению МЭХ и одновременно к повышению себестоимости, что резко снижает эффективность изделий РТ. При их модернизации важным фактором сохранения надежности и снижения затрат на экспериментальную отработку является использование отработанных узлов и агрегатов, но это не решает задачу повышения надежности.

В этой ситуации главными направлениями повышения надежности являются применение более совершенных методов проектирования, моделирования и экспериментальной отработки. Это позволяет получать более достоверные характеристики конструкции, систем и алгоритмов функционирования, в том числе с большей точностью, и таким образом фактически увеличивать запасы по надежности не только без дополнительных массовых затрат, но и снижая их. Внедрение современных методик является важным направлением модернизации изделий с целью повышения надежности и эффективности.

Надежность изделий определяется рядом показателей, таких как интенсивность отказов, время наработки до отказа, вероятность возникновения отказа. Таким образом, главным свойством конструкции, определяющим надежность, является ее безотказность.

При создании РТ основной задачей является выявление отказов на всех этапах жизненного цикла (изготовления и испытаний на заводе-изготовителе, при подготовке на техническом и стартовом комплексах, затем в полете), а также разработка мероприятий по парированию нештатных ситуаций. В идеальной ситуации отказ должен наступать при достижении объектом предельного состояния, но на практике отказы наступают существенно раньше.

На начальном этапе безотказность определяется свойствами конструкций, обеспечивающих выполнение поставленной задачи в условиях нештатной конфигурации или воздействия условий, превышающих заданные пределы, т.е. в условиях нештатных ситуаций. Это может произойти при ошибках в конструкции или алгоритмах функционирования, неправильном изготовлении или неправильном задании внешних условий в соответствии с техническим заданием. В этом понимании безотказность характеризует не надежность, а живучесть изделия.

Появление отказов отражается на технико-экономических показателях изделия из-за дополнительных затрат при удлинении цикла изготовления и проведения ремонтов, потерь при получении неудовлетворительных результатов выполнения целевой задачи и, в случаях аварий, из-за потери изделий или нанесения ущерба.

Обеспечение безотказности на этапе создания изделий определяется наличием запасов в конструкции, позволяющих сохранять способность функционировать на требуемом уровне при нарушении конфигурации изделия. Наличие дополнительных запасов позволяет также сохранять работоспособ-

ность при воздействии внешних условий, выходящих за заданные пределы для данного типа изделий, или возникновении не определенных ранее внешних воздействий. При этом, в целом, избыточность запасов отрицательно сказывается на эффективности изделий.

Важным фактором повышения безотказности является реализация на борту алгоритмов парирования нештатных ситуаций, позволяющих целевым образом менять конфигурацию изделия в процессе функционирования, компенсируя отказавший элемент или часть его функций.

Однако как повышение запасов, так и парирование нештатных ситуаций, в целом, снижают МЭХ. При проведении модернизации за счет применения новых материалов, технологий, методов проектирования и испытаний появляются значительные резервы, которые можно использовать либо для повышения МЭХ, либо для повышения безотказности. Решение этой задачи требует применения системного подхода и технико-экономических критериев эффективности.

Проведение модернизации КРК осуществляется поэтапно, учитывая глубину и направление вносимых изменений, поддерживая на достигнутом уровне общие показатели надежности. При этом от этапа к этапу повышаются МЭХ и надежность, снижается себестоимость изделий при оптимизации затрат на каждый этап.

Адаптация средств выведения к новым задачам. Дальнейшее совершенствование СВ обеспечивается не только модернизацией изделий с целью достижения повышенных характеристик, но и адаптацией их к КА разной размерности, различного целевого назначения и разных производителей. Это повышает конкурентоспособность СВ и увеличивает производство ракет-носителей, что в свою очередь способствует повышению качества изготовления.

Адаптация включает в себя работы по обеспечению совместимости средств выведения с космическими аппаратами по механическим, электрическим, тепловым и средовым интерфейсам.

Эта задача решается в первую очередь созданием элементов космической головной части (КГЧ), включающих головной обтекатель (ГО) и переходную проставку (адаптер) для стыковки с КА и обеспечивающих механическое соединение, систему разделения и систему электрических связей.

Далее решаются задачи обеспечения и контроля необходимых средовых условий под ГО и реализацию программ выведения, обеспечивающих задачи полета полезной нагрузки в пассажирском режиме, с обеспечением допустимых механических и тепловых нагрузок на КА.

Одним из важных вопросов адаптации СВ к новым задачам, требующих больших финансовых затрат на начальном этапе, является адаптация наземного комплекса, включая инфраструктуру космодрома, для обеспечения доставки, транспортировки и подготовки КА, а также условий пребывания персонала и грузов.

При адаптации СВ для предоставления заказчикам максимального выбора в оптимизации собственных задач необходимо вносить изменения в конструкцию, расширяющие возможности связи и взаимодействия с КА. Примером таких действий является использование увеличенного объема ГО или использование конструкций, максимально снижающих акустические нагрузки.

Важным фактором расширения возможностей средств выведения является обеспечение парных или кластерных пусков. Это требует запасов по МЭХ, так как сложные переходные конструкции для нескольких аппаратов имеют достаточно большие массы.

Таким образом, увеличение МЭХ изделий РТ не только увеличивает эффективность СВ, но и расширяет возможности по их применению для выведения различных КА или их групп.

Развитие процесса разработки СВ. Решение вопросов модернизации СВ и адаптации их к КА различного вида и назначения требует от конструкторских бюро существенных изменений в структуре и организации процессов проектирования, разработки и внедрения новых технологий.

В первую очередь это связано с необходимостью постоянно проводить проектно-конструкторские работы по каждому из разрабатываемых СВ, включая поиск новых технологических решений и технологий испытаний основных систем. Практически каждый пуск проводится индивидуально по отдельной проектной, конструкторской и технологической документации. Требования к каждому КА существенно различаются, кроме того, на это накладываются этапы плановой модернизации.

Эти процессы требуют изменения акцентов при распределении нагрузки на различные подразделения КБ. На передний план выходят работы по созданию математических моделей и моделированию процессов функционирования изделий.

Развитие процесса разработки СВ определяется максимальным использованием математического моделирования физических процессов функционирования систем изделия и взаимодействия с внешней средой. В первую очередь это связано с необходимостью постоянного контроля над влиянием вносимых при модернизации и адаптации изменений на характеристики изделий и минимизации полномасштабного физического моделирования. Так, например, изменения в динамической схеме изделия за счет меняющейся конфигурации полезной нагрузки в процессе адаптации приводят к необходимости постоянного моделирования динамики движения и управления для каждого пуска с последующим экспериментальным подтверждением принятых решений. Аналогичная ситуация возникает при определении нагрузок, действующих на КА.

Модернизация, в свою очередь, требует моделирования внешних воздействий и внутренних процессов для повышения точности и достоверности получаемых характеристик с целью выявления реальных запасов, что позволяет снижать массовые характеристики или повышать показатели надежности.

Широкое внедрение методов математического моделирования при проведении испытаний физических моделей с целью повышения точности воспроизведения внешних воздействий и точности измерения исследуемых параметров изделия позволяет расширить диапазон экспериментальных исследований и повысить достоверность полученных результатов.

Моделирование эксперимента в реальном масштабе времени позволяет вовремя вмешаться в процесс испытаний для парирования нештатных ситуаций и сохранения материальной части, что может существенно снизить затраты на наземную отработку.

Помимо возможностей, которые предоставляет моделирование, необходимо использование современных средств проектирования. Большой объем проектно-конструкторских работ, проводимых одновременно по многим изделиям, делает практически невозможным решение задач обычно применяемыми подходами.

Для решения проблемы необходимо использовать возможности современных систем автоматизированного проектирования (САПР), позволяющих быстро и оперативно вносить необходимые изменения, а также использовать единые модели как для создания конструкторской документации, так и в процессах моделирования изделий.

В условиях адаптации и модернизации эксплуатируемых изделий использование данных программным продуктом САПР дает максимальный экономический эффект за счет большого веса доработок существующей проектно-конструкторской документации в общем объеме работ. Необходимо при этом учитывать, что при адаптации КА разных разработчиков, в том числе западных, требуется освоение всех программных продуктов для работы в среде, удобной для каждого разработчика.

Использование современных методов проектирования позволяет проводить оптимизацию организации процесса создания изделий в цепочке «проект — конструкция — технология — изготовление — экспериментальная отработка».

Основываясь на использовании единых моделей, можно исключить многие паразитные связи между подразделениями конструкторского бюро в части обмена исходными данными, выпуска и оформления промежуточных документов. Исходя из этого возникают новые подходы к формированию структуры и направления работы подразделений конструкторского бюро. При этом использование современных программных инструментов САПР влечет за собой и реорганизацию процесса проектирования СВ РТ.

В условиях постоянной работы по адаптации и модернизации СВ существенным образом возрастает значимость работ КБ в общей структуре процесса изготовления и эксплуатации средств выведения.

Переход на новые методы проектирования существенным образом меняет требования к квалификации конструкторов, проектантов, расчетчиков и испытателей, участвующих в этом процессе. Кроме вполне понятного требования знания программных продуктов и методов математического моделирования, существенным образом возрастает роль практики при внедрении новых материалов, новых технологических процессов изготовления и испытания СВ.

При использовании сложных математических аппаратов САПР конструктор существенно удаляется от реальных узлов и деталей, при этом физический смысл многих процессов начинает уходить на второй план. Это накладывает дополнительные требования к профессиональной подготовке специалистов КБ. Необходимо при первичном обучении и при повышении квалификации максимально приближать этот процесс к реальной практике. Задача может решаться за счет организации учебного процесса в рамках работы конструкторских бюро.

В заключение можно сделать следующие выводы.

1. Модернизация средств выведения является важнейшим направлением их развития на современном этапе.

2. Комплексное применение математического и физического моделирования, применение современных методов проектирования, новых технологий и материалов является необходимым условием развития современных средств вывода.

3. Существенным является понимание важности и ответственности работы конструкторских бюро, квалификации персонала и оптимизации структуры КБ.

Исследование первичных космических излучений — от информации из прошлого — к будущим знаниям (многоцелевая космическая обсерватория)

Ю.О. Бахвалов, А.В. Владимиров, Р.А. Мухамедшин, А.П. Чубенко

Вопросы происхождения и развития Вселенной занимают умы многих людей — философов и исследователей, которые формируют свое видение на базе уже существующей фактической информации, а также на основе гипотез и прогностических моделей. Актуальность исследований в этой области знаний не вызывает сомнений, а пути исследований различны и охватывают разные науки, среди которых в последние годы важную роль играет физика космических лучей, затрагивающая широкий круг вопросов — от астрофизики до ядерной физики.

Поскольку большинство процессов, протекающих в природе, существенно зависят от энергии, то исследования космических энергий являются неизбежным этапом продвижения в познании законов природы. Отличительной чертой исследований космических лучей является возможность получения количественных данных о частицах, рождающихся во Вселенной, методами прямых измерений, поэтому экспериментальные работы в этой области с привлечением самой современной технологии и технических средств находятся в центре внимания ученых. Ожидаемые результаты будут являться фундаментом для создания новых или объективного подтверждения существующих моделей развития Вселенной.

Лаборатории для изучения свойств первичных космических излучений (ПКИ) созданы в разных странах, причем расположение этих лабораторий обусловлено стремлением минимизировать влияние атмосферных, радиационных и геомагнитных помех на результаты исследований. По этому признаку можно выделить 3 группы лабораторий (обсерваторий) для исследования ПКИ.

1. Наземные лаборатории, которые располагаются преимущественно в горах и за полярным кругом.

2. Научная аппаратура, базирующаяся на баллонах (аэростатах) на высоте $H \approx 40$ км.

3. Обсерватории космического базирования на аппаратах на высотах $H_{кр} \approx 400$ км.

Важной особенностью исследований ПКИ, влияющей на выбор облика обсерватории и существенно ограничивающей возможности исследователей, является необходимость применения измерительных средств, характеризу-

мых большими массами (10 т и более) и габаритами ($2 \times 2 \times 2$ м³). И еще одно обстоятельство влияет на результаты исследований — длительность экспериментов для получения достоверной информации по ПКИ должна быть не менее трех-пяти лет.

Исходя из отмеченных особенностей процесса экспериментального исследования ПКИ очевиден вывод о том, что наиболее достоверные результаты могут быть получены на обсерватории длительного орбитального базирования. Создание такой обсерватории требует использования ракеты-носителя тяжелого класса для выведения ее на орбиту с оптимальными характеристиками для длительного функционирования.

Такая задача впервые была решена в 1965–1968 гг. в СССР запусками на орбиту ракетами-носителями «Протон» научных спутников тяжелого класса «Протон-1» — «Протон-4» (рис. 1), массой до 12 т.

Были получены уникальные научные данные по космическим лучам сверхвысокой энергии. Это позволило нашей науке занимать в этой области исследований передовые позиции в мире до 1990 г. К сожалению, в настоящее время имеет место значительное отставание от зарубежных исследований (данное направление интенсивно развивается в США, ЕС, Японии и Китае), в рамках которых в ближайшие годы планируется осуществить более десяти запусков научных спутников массой более тонны. Тем не менее, поскольку эти спутники узкоспециализированные, что связано с ограничениями по массе, запуск тяжелого спутника позволил бы охватить большинство из задач, решаемых в зарубежных проектах, причем на существенно более высоком научном уровне, а также провести недоступные для них исследования.

Именно на данном направлении исследований можно получить важнейшую информацию, с одной стороны, о строении Вселенной, закономерностях ее раз-

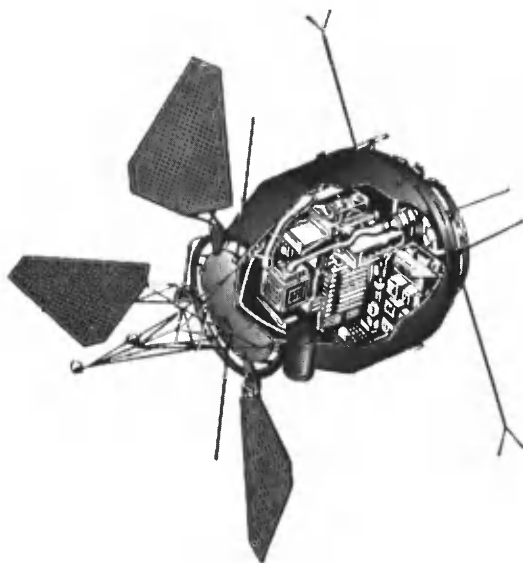


Рис. 1. «Протон-4»

вития, роли темной материи, изучить закономерности жизни и смерти звезд, включая механизмы протекания термоядерных реакций и взрывов сверхновых звезд, выбрасывающих колоссальные порции энергии в космос. С другой стороны, подобные исследования дадут информацию о взаимодействиях элементарных частиц при энергиях, недоступных в земных условиях, а также будут способствовать поиску новых частиц с неизвестными современной науке свойствами, что может дать толчок разработке новых принципов получения энергии.

В июле 2007 г. в Мериде (Мексика) прошла 30 международная конференция по космическим лучам. Анализ выступлений и обсуждений докладов ученых разных стран показал, что дальнейшие исследования ПКИ средствами наземного и баллонного базирования уже не дают принципиально новых значимых результатов. Сегодня остаются открытыми ключевые вопросы астрофизики и астрономии, решение которых даст новый импульс в области познания Вселенной.

Проработка возможности проведения этих исследований современными средствами была осуществлена в проектах «Протон-5» и ИНКА специалистами ИПУ РАН под руководством профессора Б.В. Павлова и к.ф.-м.н. Г.П. Кахидзе, НИИЯФ МГУ под руководством профессора М.И. Панасюка и Института ядерных исследований РАН под руководством д.ф.-м.н. Р.А. Мухамедшина [2, 3]. В этих работах принимали участие специалисты КБ «Салют» ГКНПЦ им. Хруничева, оценивая современные возможности модернизированной ракеты-носителя «Протон» с космическим аппаратом тяжелого класса массой более 20 т.

Целесообразность и высокую значимость работ по исследованию первичных космических излучений средствами космического базирования подтвердили отечественные и зарубежные ученые: академики РАН В.Л. Гинзбург, Г.Т. Зацепин, В.Э. Фортов, профессор Р. Grieder из Бернского физического университета, профессор В. Pattison из Европейской организации ядерных исследований (CERN), профессор B.S. Acharya из Института фундаментальных исследований (г. Мумбай, Индия), профессор Т. Shibata из Токийского университета и другие.

Постановка научной задачи для орбитальной астрофизической обсерватории. Одна из важнейших задач астрофизики — изучение энергетического спектра и состава первичного космического излучения в диапазоне, простирающемся приблизительно на 11 порядков по энергии и 29 порядков по интенсивности [4] для получения информации о разнообразных процессах, происходящих как в источниках ПКИ (сверхновых, пульсарах, активных ядрах галактик, гипотетических сверхтяжелых частицах, оставшихся со времени Большого Взрыва), так и в межгалактическом и межзвездном пространстве нашей Галактики. Интенсивность спектра стремительно падает с энергией (примерно в 50 раз при изменении энергии в 10 раз). В состав ПКИ входят протоны, ядра — от гелия до железа, а также, в гораздо меньших количествах, гамма-кванты, электроны, позитроны, антипротоны. Все частицы несут очень ценную астрофизическую информацию.

В течение последних 50 лет в мире был проведен ряд проектов по исследованию ПКИ на высотных аэростатах и спутниках, из которых самый известный — запуск серии тяжелых спутников «Протон-1»—«Протон-4», с помощью которых были получены данные в области энергий $E_0 \approx 10^{12} \dots 10^{15}$ эВ.

На аэростатах были проведены эксперименты JACEE и RUNJOB, а в настоящее время осуществляются американские эксперименты ATIC, CREAM, TRACER. Однако даже в области $E_0 > 10^{14}$ эВ результаты различных экспериментов уже заметно расходятся. Прямых данных в области $E_0 > 10^{15}$ эВ нет, есть только косвенные данные, получаемые при помощи наземных исследований так называемых широких атмосферных ливней (ШАЛ), инициируемых частицами ПКИ сверхвысоких энергий в атмосфере.

Основное внимание сейчас сосредоточено на наиболее интересной особенности спектра — так называемом «колене» (изломе при $E_0 \approx 3 \cdot 10^{15}$ эВ), после которого спектр становится заметно круче.

Хотя «колени» было открыто около 40 лет назад при исследованиях ШАЛ, его природа до сих пор далека от полного понимания и представляет собой одну из самых важных астрофизических проблем.

Среди других очень важных научных задач — измерения спектра электронов при $E_0 > 10^{12}$ эВ, которые могут выяснить основные свойства наиболее важного механизма ускорения ПКИ и роли близких локальных источников — сверхновых звезд.

Очень важно исследование космического γ -излучения, независимость которого от электрических и магнитных полей и низкое поглощение в межзвездной и межгалактической среде делает его уникальным инструментом для исследования астрофизических объектов. Например, по некоторым теориям возможно использовать γ -излучение для поиска сигналов от загадочной темной материи, составляющей (вместе с еще более загадочной темной энергией) около 95% массы Вселенной.

Из экспериментальных данных по солнечным нейтронам и γ -излучению, на которые не влияют магнитные поля, может быть получена очень важная прямая информация о процессах, протекающих в Солнце, областях и временных характеристиках ускорения ПКИ.

Наконец, не исключено, что существуют экзотические частицы (например, так называемых «странглеты» — сгустки материи с очень высокой долей «странных» кварков), предсказываемые некоторыми моделями, регистрация которых дала бы сильнейший толчок астрофизике.

Цель данного проекта — создание многоцелевой астрофизической орбитальной обсерватории для проведения в течение первой четверти XXI в. фундаментальных исследований в области астрофизики ПКИ и физики элементарных частиц в интервале высоких энергий ($E_0 \approx 10^{12} \dots 10^{16}$ эВ), обсерватории, основанной на новейших научных разработках и способной решать следующие задачи [2, 3]:

- измерения спектра ПКИ, включающего зарядовый, и, возможно, оценка массового состава ядерных компонент ПКИ от энергий $E_0 \approx 10^{12}$ до $E_0 \approx 10^{16}$ эВ;
- измерение спектра диффузных γ -квантов, поиск дискретных источников γ -квантов и поиск сигналов от аннигиляции массивных нейтралов при энергиях $10^{11} \leq E_\gamma \leq 10^{12}$ эВ;
- оценка верхнего предела интенсивности массивных экзотических частиц с аномально низким отношением заряда к массе;

- оценка верхнего предела сечения сильных взаимодействий с необычными характеристиками (аномально высокой долей адронов, аномально высоким выходом нейтронов и т.д.);

- оценка сечения взаимодействий протонов и легких ядер до энергий $E_0 \approx 10^{15}$ эВ.

Основные технические характеристики многоцелевой космической обсерватории и средств ее выведения на заданную орбиту. Многоцелевая космическая обсерватория (МКО) располагается в специально спроектированном герметичном модуле длительного орбитального базирования с автоматическим управлением (рис. 2) (далее — космический аппарат). Его характеристики:

масса научной аппаратуры	12,5 т
энергопотребление	700 Вт
габаритные размеры	2150×1950×1950 мм

Энергопитание научной аппаратуры, измерение и поддержание требуемой ориентации обсерватории в пространстве, передача информации наземным станциям осуществляются бортовыми средствами космического аппарата (КА).

Доставка МКО на рабочую орбиту состоит из двух этапов: выведение на опорную орбиту ракетой-носителем и довыведение на рабочую орбиту.

Выведение на опорную орбиту. Выведение КА на опорную орбиту осуществляется ракетой-носителем «Протон» штатной комплектации. Для этого предусматривается использовать существующую трассу, предназначенную

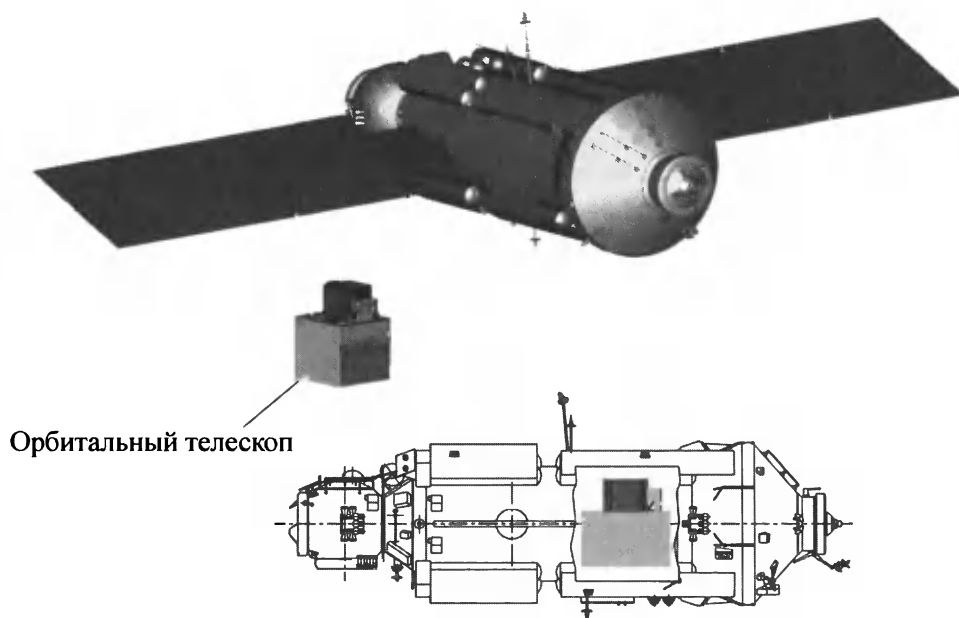


Рис. 2. Орбитальная астрофизическая обсерватория

для орбит с наклонением $51,6^\circ$. По этой трассе расположены районы для падения отделяемых элементов: ускорителей первой, второй ступеней и створок головного обтекателя.

Энергетические возможности РН «Протон» обеспечат выведение МКО на орбиту с параметрами:

высота в апогее, км	400...450
высота в перигее, км	200
наклонение, градус	51,6

Масса КА при этом может составить до 20 т.

Дальнейшее формирование рабочей околокруговой орбиты будет выполнено КА с помощью собственной ДУ.

Перевод на рабочую орбиту. После этапа выведения КА на опорную орбиту и проведения тестовых проверок системы управления движением КА и элементов двигательной установки проводится серия корректирующих импульсов для формирования рабочей орбиты с требуемыми параметрами. Высота рабочей орбиты $H_{кр} = 400...450$ км, наклонение $i_3 = 51,6^\circ$.

Для этого МКО оснащена традиционными двигателями, применявшимися ранее на космических аппаратах разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Потребные затраты рабочего топлива на этот этап могут составить 530...570 кг. Этап точного формирования орбиты может быть осуществлен за 2...4 сут. Схема выведения астрофизической обсерватории на заданную орбиту показана на рис. 3.

Для поддержания рабочей орбиты на заданном интервале времени потребуется периодически проводить корректирующие импульсы для подъема на высоту $H_{кр}$. Затраты на эту процедуру существенно зависят от принятой схемы полета и величины солнечной активности. В таблице приведены некоторые варианты затрат рабочего топлива, рассчитанных для различных сценариев.

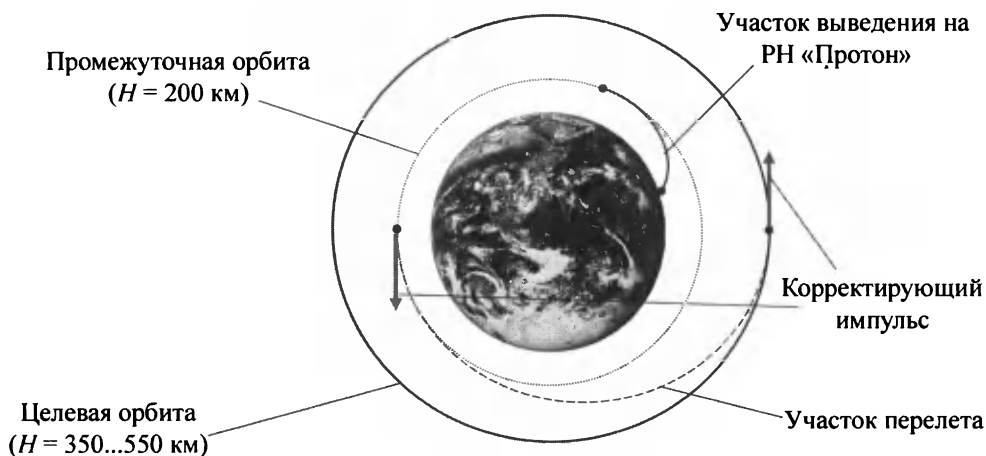


Рис. 3. Схема выведения орбитальной обсерватории

Затраты топлива на поддержание орбиты в течение 10 лет

Диапазон высот рабочей орбиты, км	Начало функционирования КА	
	2012 г.	2015 г.
450...430	840 кг	790 кг
430...400	1290 кг	1220 кг

В течение запланированного времени полета астрофизической обсерватории необходимая научно-техническая информация передается на наземные станции по телеметрическим каналам связи для дальнейшей обработки и анализа результатов в соответствии с программой исследований.

Спуск МКО с орбиты. После завершения работы и выработки ресурса систем МКО и научной аппаратуры принимается решение о завершении полета изделия. Для этого выполняется серия корректирующих импульсов. В результате КА сходит с орбиты и происходит затопление оставшихся элементов конструкции в отведенном районе Мирового океана.

Процедура может быть осуществлена за 2–3 суток с затратами топлива 400...600 кг.

По сравнению с пионерскими работами с КА «Протон-1»–«Протон-4», современная обсерватория будет иметь следующие основные отличия, носящие принципиальный характер для достижения успеха в исследованиях:

1) большая длительность исследований — не менее 5 лет (было не более 3 месяцев, что чрезвычайно мало для этих задач);

2) более высокая точность и достоверность измеренной информации: измерительная аппаратура разрабатывается на новых принципах;

3) высокая точность передачи телеметрических сигналов (были аналоговые, сейчас — цифровые);

4) высокая точность знания пространственного положения обсерватории за счет современных бортовых средств навигации и ориентации в моменты взаимодействия частиц с регистрирующей аппаратурой;

5) возможность дополнительно решать новые задачи в части изотопного состава ПКИ и в области γ -астрономии высоких энергий.

Список литературы

1. Григоров Н.Л., Кахидзе Г.П., Нестеров В.Е. и др. Спектрометр частиц первичного космического излучения высокой энергии для ИСЗ типа «Протон» // Космические исследования. 1967. Т. 5. С. 395–398.

2. Павлов Б.В., Владимиров А.В., Григоров Н.Л., Кахидзе Г.П. Проект астрофизической орбитальной обсерватории «Протон-5» // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. Казань. 2003. № 2. С. 16–23.

3. Aleksandrov K.V., Ambrosio M., Mukhamedshin R.A. et al. A New Method of Ionization-Neutron Calorimeter for Direct Investigation of High-Energy Electrons and Primary Nuclei of Cosmic-Rays up to the «Knee» Region // Nucl. Instruments and Methods in Phys. Res., A, vol. 459 (1–2) (2001) pp. 135–156.

4. Мурзин В.С., Сарычева Л.И. Космические лучи и их взаимодействие. М.: Атомиздат, 1968. 390 с.

Обеспечение заданных характеристик и совершенствование конструкции функционально-грузового блока «Заря» в процессе полета в составе Международной космической станции

А.Ф. Вагонов, А.А. Горбань, А.Г. Дробышев, В.Н. Каменщиков, С.Б. Киселев, С.А. Петроковский, С.Е. Пугаченко, С.К. Шаевич

Первый модуль Международной космической станции — функционально-грузовой блок (ФГБ) был выведен на орбиту 20 ноября 1998 г. с помощью РН «Протон». Созданный в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по заказу компании «Боинг», ФГБ стал ключевым элементом начального этапа сборки и развертывания МКС.

Технические требования к ФГБ были изложены в Технических условиях на ФГБ, документ SSP 50128, и Требованиях к интерфейсам между ФГБ и РМА1, документ SSP 41121. Непосредственное участие в разработке этих документов принимали с американской стороны Roy P. Norris, с российской стороны — А.Б. Тарасов, В.Н. Каменщиков, С.Е. Пугаченко, С.С. Коротков, В.П. Емельяненко (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева), И.А. Лендрасова и В.В. Куянцев (РКК «Энергия»).

К модулю были предъявлены следующие основные требования:

высота рабочей орбиты	350...450 км
наклонение рабочей орбиты	51,6°
масса на орбите выведения	20 260 кг
длительность функционирования	15 лет
длительность автономного полета, штатно / нештатно	130/430 сут
выходная среднесуточная мощность системы энергоснабжения	3 кВт
передаваемая электроэнергия:	
в модуль NODE1 до складывания солнечных батарей (СБ) ФГБ	до 0,8 кВт
в транспортный корабль (ТК)/транспортно-грузовой	
корабль (ТГК) (резервная возможность)	около 0,3 кВт
число полных циклов дозаправки топлива	до 30
общее количество переданного топлива	до 100 т
объем для хранения грузов	6,7 м ³

На начальном этапе сборки Международной космической станции (МКС) модуль ФГБ обеспечил управление движением станции, коррекцию ее орбиты, электропитание МКС и присоединение к станции последующих модулей NODE1 и СМ. В связи с задержкой запуска СМ автономный полет ФГБ продолжался 660 сут вместо максимально запланированных 430 сут. За время автономного полета с целью восстановления и сохранения ресурсных показателей ФГБ были осуществлены две незапланированные ранее стыковки корабля Space Shuttle к ФГБ, во время которых экипаж корабля осуществлял техническое обслуживание ФГБ. Средствами кораблей «Спейс Шаттл» были выполнены коррекции орбиты связки ФГБ+NODE1 (рис. 1). На борту ФГБ были размещены грузы для дальнейшего развертывания МКС.

После стыковки ФГБ и СМ «Звезда» основную роль по управлению движением МКС и жизнеобеспечению экипажа стал осуществлять СМ. С этого

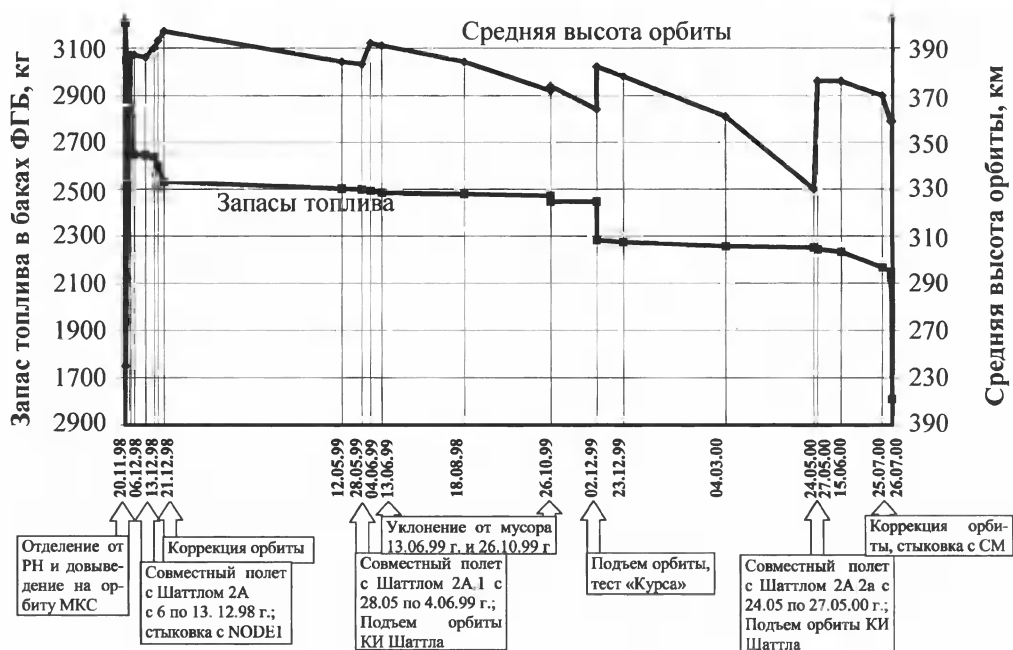


Рис. 1. Схема автономного полета ФГБ

времени ФГБ функционирует в составе МКС, составляя неотъемлемую часть обитаемого пространства станции, обеспечивая хранение грузов, прием, хранение и выдачу топлива. ФГБ обеспечивает стыковку и совместный полет транспортных кораблей на порту «-Y» ФГБ. Энергетическая и информационная системы ФГБ интегрированы в единый комплекс МКС. ФГБ обеспечивает транзитные коммуникации между российским и американским сегментами. В течение нескольких лет ФГБ использовался для выполнения санитарно-гигиенических процедур экипажа, что не было предусмотрено первоначально.

В процессе 10-летнего полета ФГБ накопилось множество статистических данных по различным системам. В результате проведенного анализа изменений эксплуатационных характеристик получены следующие результаты.

Двигательной установкой ФГБ было принято и выдано около 12 т топлива, что составило 12% от заданного значения по приему и выдаче топлива. Максимальное количество хранимого топлива в баках ФГБ за 10-летний период было достигнуто в 2008 г. и составило 5850 кг.

На рис. 2 представлен график изменения количества топлива в баках ФГБ начиная с выведения на орбиту и заканчивая вторым кварталом 2008 г.

Запасы топлива ФГБ обеспечивают потребности МКС в управлении движением, в том числе при нештатных ситуациях, связанных с возможными задержками поставок топлива транспортными кораблями.

Следует отметить, что впервые в практике эксплуатации орбитальных станций на ФГБ была реализована программа по демонтажу неисполь-

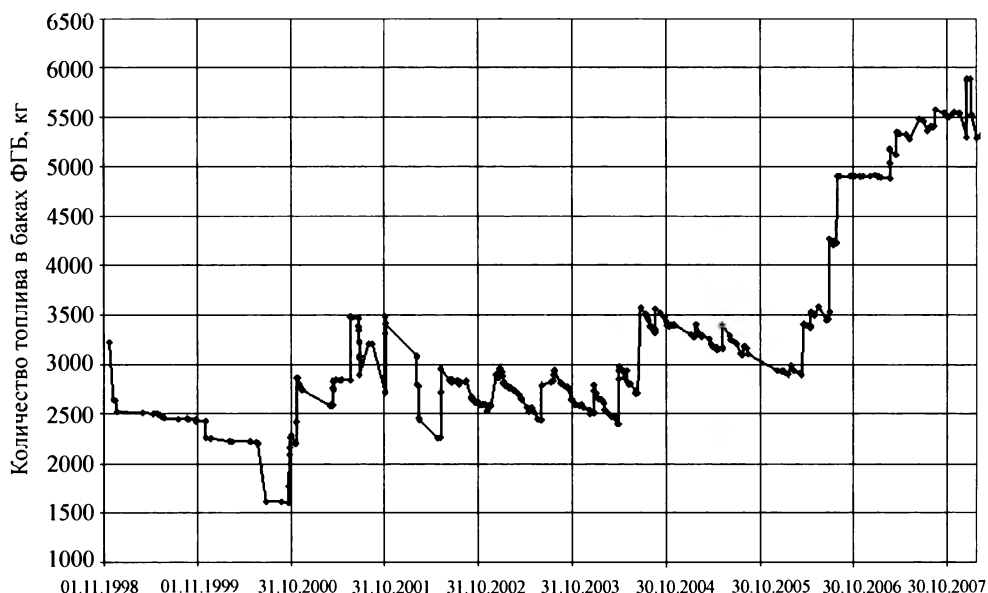


Рис. 2. График изменения запасов топлива ФГБ

зубового оборудования и созданию в освободившихся объемах хранилищ грузов. Таким образом, в процессе полета ФГБ объемы для хранения грузов были доведены до 13,4 м³ за счет демонтажа оборудования системы управления движением, активной радиотехнической системы стыковки и некоторого другого оборудования, выполнившего свои функции в автономном полете до стыковки к СМ. Коридор ФГБ использовался для складирования грузов начиная с первого полета корабля «Спейс Шаттл» к МКС. Освободившиеся объемы были оснащены специальными контейнерами-ограждениями, играющими роль ограждений с целью правильной организации внутреннего объема, исключающей нарушение вентиляции. Графики изменения объемов для хранения грузов ФГБ представлены на рис. 3.

Место внутри ФГБ, оборудованное грузовым контейнером взамен демонтированного оборудования, представлено на рис. 4. Контейнер выполнен разборным и имеет отверстия в стенках для прохода воздуха вентиляции.

Таким образом, проводя на орбите работы по реконструкции внутри приборной зоны и увеличивая объемы для хранения груза, удалось повысить эффективность использования ресурсов модуля. Полученный опыт нужно учитывать при последующем проектировании модулей орбитальных станций. На сегодня известны две концепции построения модулей орбитальных станций [1]. Первая заключается в размещении всего оборудования в едином корпусе (модули ОС «Мир» «Кристалл», «Квант-2», «Природа», «Спектр»). Вторая предусматривает блочно-модульное строение. Модуль состоит из служебного блока, выполняющего функции доставки и стыковки к

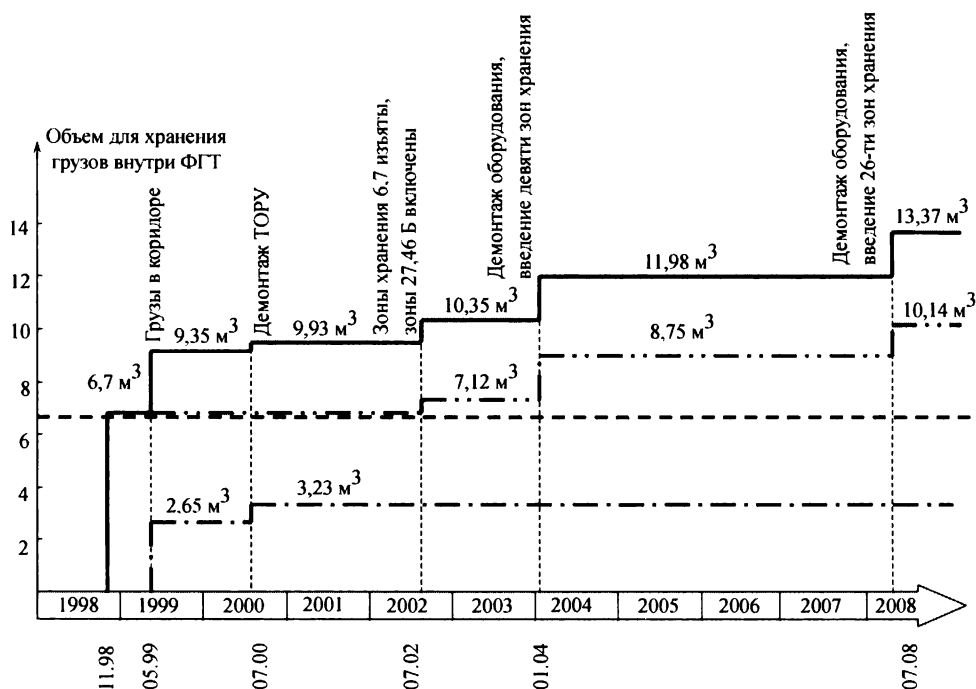


Рис. 3. Изменение внутренних объемов для хранения грузов:

ТОРУ — телеоператорная система ручного управления стыковкой модуля ФГБ

станции, и целевого модуля. Примером такого строения являются модули «Квант» орбитальной станции «Мир» и стыковочный отсек МКС. Достоинством блочно-модульной концепции является снижение массы ОС за счет отделения неиспользуемого оборудования с последующей его утилизацией. Недостатком ее является наличие дополнительного стыка блоков с возмож-

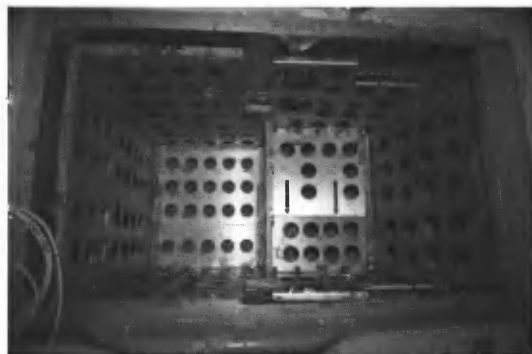


Рис. 4. Грузовой контейнер — хранилище внутри ФГБ

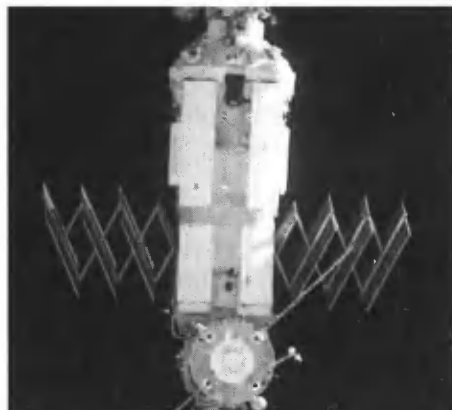


Рис. 5. Вид ФГБ со сложенными солнечными батареями, 2007 г.

ностью разделения на орбите. Дополнительная масса модуля диаметром 4 м при этом составляет около 1 т. В случае демонтажа внутреннего оборудования с освобождением полезных объемов первая концепция становится более актуальной по отношению ко второй за счет более полного использования ресурсов модуля.

Система электроснабжения (СЭС) ФГБ предусматривает два первичных источника тока ФГБ: солнечные батареи ФГБ и источник энергии с американского орбитального сегмента, откуда энергия может поступать через четыре преобразователя СНТ 120/28. Проектный анализ энергобаланса проводился с учетом ориентации ФГБ на орбите, затененности орбиты, степени затенения СБ конструкцией МКС, способа управления ориентацией солнечных батарей ФГБ, деградации СБ ФГБ. В дальнейшем значения выходной электрической мощности СЭС корректировались по результатам телеметрических данных, получаемых с орбиты. Ежегодно проводились орбитальные тесты с целью определения реальной деградации фотоэлектрических преобразователей СБ ФГБ.

В сентябре 2007 г. после девяти лет орбитального полета панели СБ были успешно сложены, что позволит продолжить разворачивание американского сегмента МКС и установить радиаторы его системы терморегулирования. На рис. 5 показана фотография ФГБ после складывания СБ.

Необходимо отметить, что и после складывания своих солнечных батарей ФГБ продолжает использовать электрическую энергию, поступающую от СБ ФГБ. Первоначально это не было предусмотрено, но в настоящее время дает экономию энергии МКС в среднем 0,9 кВт. Наличие такой энергии может стать важным фактором в парировании возможной аварийной ситуации — потери питания ФГБ от американского сегмента.

Энергобаланс ФГБ определяется собственным энергопотреблением ФГБ, внешними потребителями (ТК/ТГК, NODE1), генерируемой солнечными батареями ФГБ электрической мощностью и энергией, поступающей от американского орбитального сегмента (АОС). На рис. 6 представлены упрощенные графики энергопотребления борта ФГБ с пристыкованными моду-

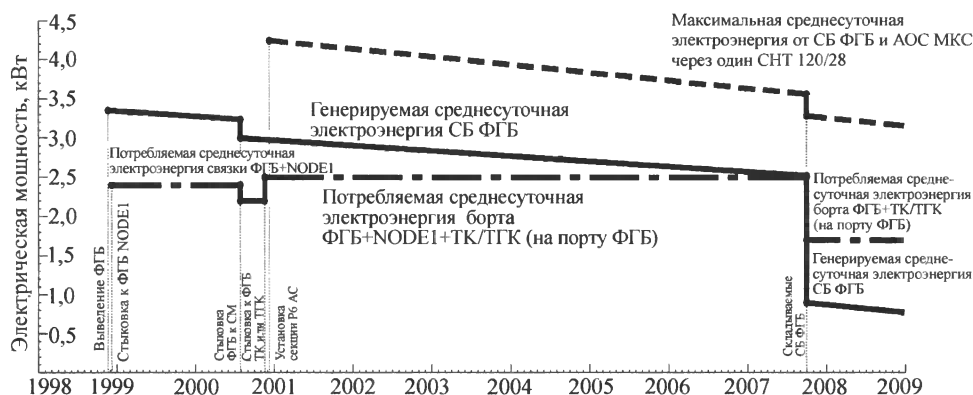


Рис. 6. Изменение параметров электрической мощности ФГБ

лем NODE1 и ТК/ТГК, а также генерируемой среднесуточной электроэнергии СБ ФГБ и прихода электроэнергии от американского орбитального сегмента (АОС). Из графика можно видеть основные этапы работы СЭС ФГБ. Наиболее значимыми из них являются этапы автономного полета, полет после стыковки с СМ, полет после установки на АОС секции с панелями СБ и полет после складывания СБ ФГБ.

В 2007 г. к ФГБ были предъявлены дополнительные требования по передаче электрической энергии на модуль МИМ1 и транспортный корабль на порту «-У» ФГБ. В связи с этим, а также из-за возникшей необходимости обеспечения устойчивости ФГБ к потере питания от АОС в настоящее время проводится комплексный анализ будущей конфигурации системы электроснабжения ФГБ и силового интерфейса ФГБ — АОС.

Рабочее время экипажа станции расходовалось на нужды ФГБ в следующих случаях:

- расконсервация после запуска на орбиту в 1998 г.;
- ремонтно-восстановительные работы по замене оборудования;
- осмотр внутренних объемов модуля с целью оценки состояния его конструкции, отбор проб с целью оценки микробиологической обстановки и обработка поверхностей конструкции бактерицидным раствором;
- дооснащение приборной зоны ФГБ с целью создания дополнительных хранилищ оборудования и грузов, снижения уровня шума и решения других задач.

На рис. 7 представлены затраты рабочего времени экипажа по годам нарастающим итогом.

Роль ФГБ в обеспечении грузопотока станции состоит в приеме оборудования для проведения экипажем ремонтно-восстановительных работ (РВР). РВР на борту заключаются в замене оборудования. Критерием необходимости замены оборудования является его отказ или истечение гарантийного срока. Доставка оборудования бортовых систем ФГБ производилась забла-

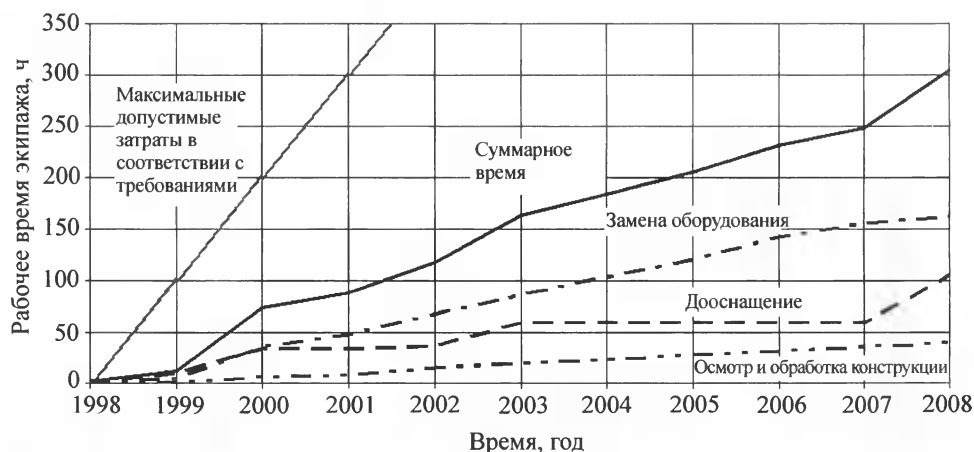


Рис. 7. Затраты рабочего времени экипажа в ФГБ по годам нарастающим итогом

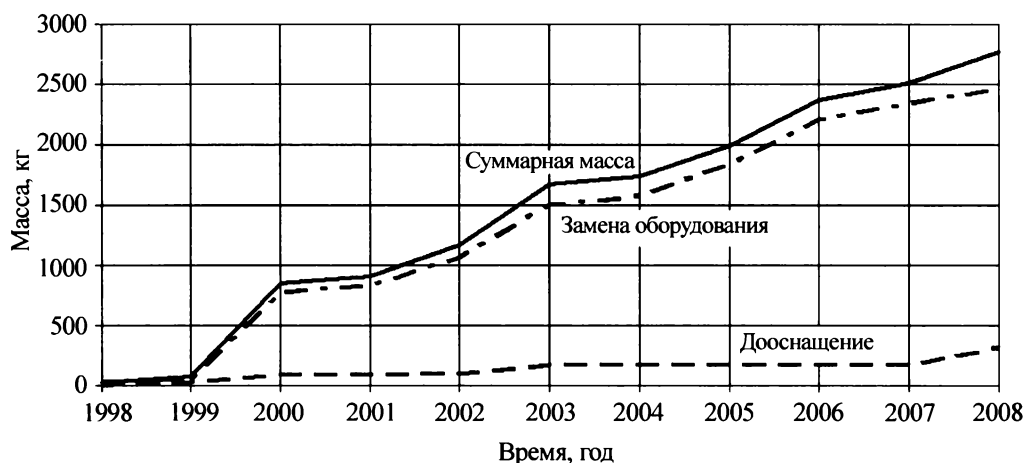


Рис. 8. Масса замененного оборудования ФГБ по годам нарастающим итогом

современно и непосредственно по факту выхода из строя. Кроме того, производилась доставка с целью формирования бортового запаса заменяемых приборов (ЗИП), который в настоящее время насчитывает более 60 наименований. В конечном итоге количество доставленного оборудования и состав бортового ЗИПа определяется фактически вышедшим из строя оборудованием. На рис. 8 показано увеличение массы замененного оборудования ФГБ по годам нарастающим итогом. Также на графике отражена масса смонтированного оборудования дооснащения, к которому относятся устройства защиты экипажа от шума, контейнеры-хранилища грузов и некоторое другое оборудование. Суммарно для ФГБ на станцию было доставлено около 2,8 т грузов.

По состоянию на 2008 г. конфигурация МКС с ФГБ представлена на рис. 9. И в автономном полете, и в совместном полете в составе МКС функционально-грузовой блок «Заря» подтвердил свою работоспособность и правильность принятых при его создании конструкторских решений.

За техническим состоянием ФГБ в Центре управления полетом в г. Королеве постоянно следили группы управления (руководители Ю.П. Колчин и А.Ф. Вагонов), группа конструкторского сопровождения полета (руководители С.Б. Киселев и В.П. Бодунов) и группа оценки характеристик (руководитель С.Е. Пугаченко). В настоящее время программа наращивания Российского сегмента предусматривает стыковку к надирному порту ФГБ малого исследовательского модуля 1 (МИМ1). Сегодня стоит вопрос о продлении срока службы ФГБ до 2020 года. Для этого проводится ряд мероприятий, в том числе:

- 1) наземные статические испытания аналога корпуса ФГБ с доведением конструкции до разрушения;

- 2) проведение эксперимента «Компласт», заключающегося в экспонировании образцов материалов конструкции ФГБ в условиях космического пространства с последующим возвращением панелей на Землю и проведе-

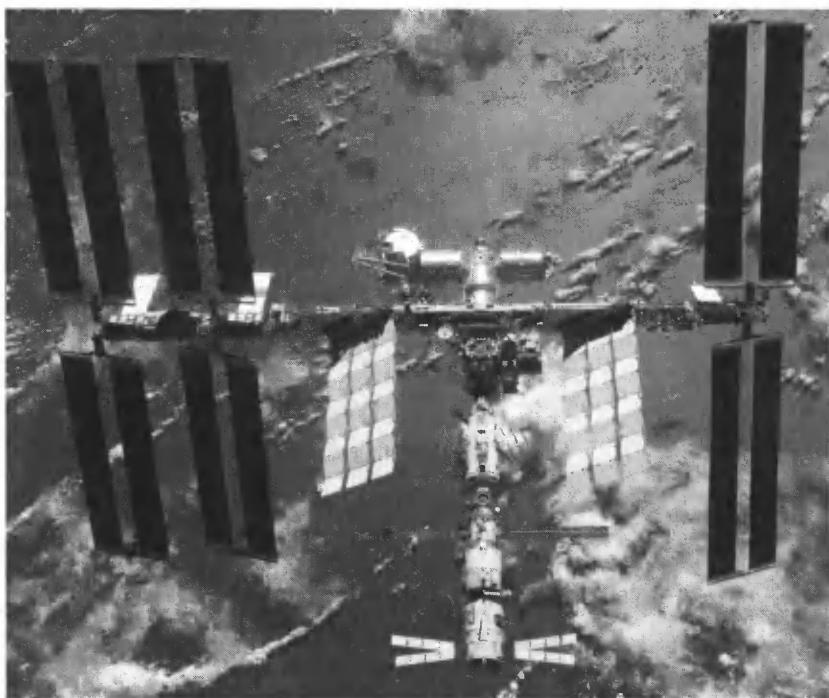


Рис 9. Полет ФГБ в составе МКС

нием исследований по изменению характеристик материалов в сравнении с образцами, хранимыми на Земле.

Таким образом, можно констатировать, что ФГБ в течение 10 лет успешно выполнял предъявленные к нему технические требования. За время эксплуатации система энергоснабжения ФГБ обеспечила дополнительное количество электроэнергии для нужд станции. В результате демонтажа неиспользуемого оборудования удалось значительно расширить объем внутри модуля, используемый для хранения грузов. Накоплен опыт модернизации модуля на орбите по демонтажу неиспользуемого (функционирующего на этапе автономного полета) оборудования и установке на его место специальных грузовых контейнеров-хранилищ. Кроме того, ФГБ выполнял непредусмотренную первоначально функцию по обеспечению санитарно-гигиенических процедур экипажа.

Список литературы

1. Карраск В.К., Левитин С.М., Пугаченко С.Е. Методы унификации с применением блочно-модульного исполнения элементов орбитальной инфраструктуры российского сегмента МКС / Международная космическая конференция «Космос без оружия — арена мирного сотрудничества в XXI веке» 11–14 апреля 2001 г., Москва. Тезисы докладов. М.: Изд-во МАИ. 2001. С. 67–69.

2. Статусные телеметрические данные о состоянии борта ФГБ, полученные в процессе управления полетом ФГБ. М.: Изд-е ЦУП. 1998–2008 гг.

Математическое моделирование пилотируемых космических комплексов

С.Е. Пугаченко, А.А. Лангуев, И.А. Соболев, А.В. Перфильев

Формирование пилотируемых космических комплексов (ПКК) представляет собой сложную научно-техническую проблему, решение которой требует учета большого числа факторов. В свою очередь эта проблема распадается на множество задач, каждая из которых является комплексной. Например, выбор размерности используемых ракет-носителей, определение типов двигательных установок и используемых в их составе компонентов топлива, выбор схемы полета и ряд других. Определение характеристик элементов ПКК, долговременных и транспортных орбитальных средств осуществляется в результате создания математических моделей ПКК. Математическая модель позволяет оценить взаимозависимость отдельных характеристик ПКК в условиях большого числа таких характеристик и выработать рекомендации по областям рациональных характеристик и, в некоторых случаях, их оптимальным значениям. Разработка математической модели — трудоемкий процесс, базирующийся как на статистических данных об уже разработанных и использовавшихся образцах техники, так и на существующих проверенных методиках расчета характеристик. На рис. 1 представлена упрощенная схема последовательности расчета математической модели ПКК, включающая исходные данные, расчетный цикл и результаты расчета.

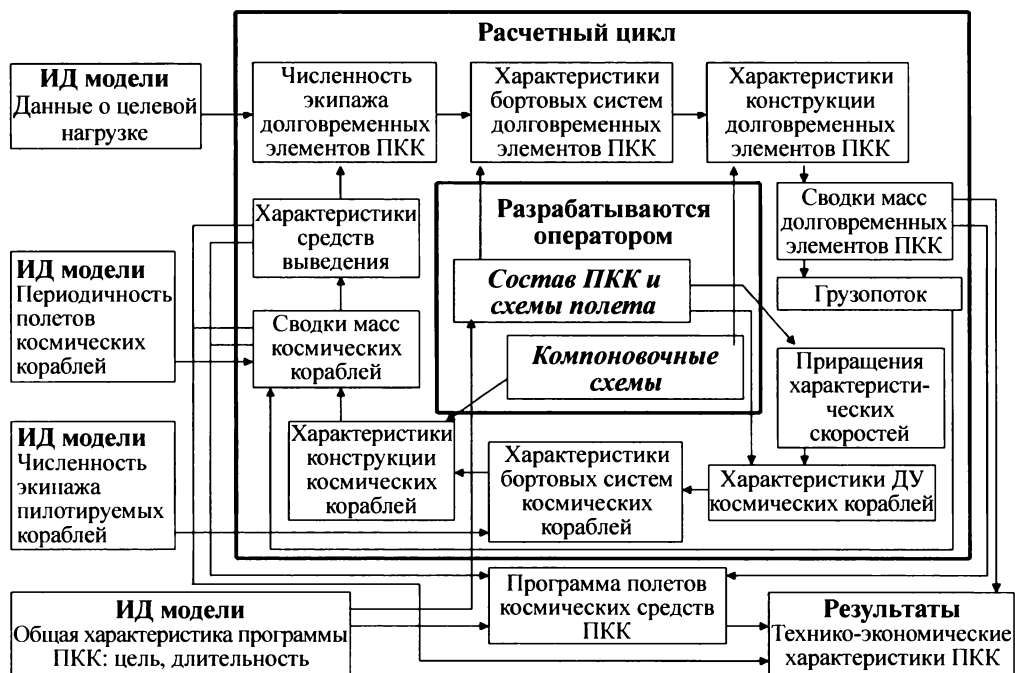


Рис. 1. Схема последовательности расчета математической модели ПКК

Кроме того, в математической модели используется база данных о космических средствах: орбитальных средствах, их конструкции и бортовых системах, средствах выведения, наземных комплексах и средствах связи, полученных в результате обработки статистических данных. В базу данных включаются рекомендуемые значения величин из методик расчетов, параметры условий эксплуатации и др.

Исходными данными (ИД) математической модели служат общая характеристика программы ПКК и данные о целевой нагрузке. Общая характеристика программы содержит характеристики полетов (низкая околоземная орбита, окололунная орбита, лунная поверхность и др.), расчетную длительность программы и другие показатели. Исходные данные о целевой нагрузке: масса, объем, энергопотребление и потребное время экипажа для работы с целевой нагрузкой, масса и периодичность грузопотока целевой нагрузки. Также к ИД могут быть отнесены требования к пилотируемой транспортной системе, такие как средняя периодичность полетов кораблей и численность экипажа пилотируемых кораблей.

Разработка математической модели начинается с определения численности экипажа долговременных элементов ПКК исходя из требований по периодичности и длительности целевой деятельности экипажа, рабочего времени на управление, техническое обслуживание и ремонт и норм времени для самообслуживания и сна. Обслуживание экипажем включает как внутрикорабельную, так и внекорабельную деятельность. В качестве примера в табл. 1 и 2 приведены модельные данные об экипаже лунной базы (ЛБ) и лунной орбитальной станции (ЛОС).

Данные относятся к четырем этапам развития лунной инфраструктуры: начальной, расширенной и полномасштабной исследовательским програм-

Таблица 1

Характеристики рабочего времени экипажа лунной базы

№	Этапы развития пилотируемой инфраструктуры	Масса целевой нагрузки базы, т	Режим функционирования базы	Длительность пребывания экипажа на борту базы, сутки в год	Периодичность пилотируемых полетов, сутки	Суммарное время экипажа на обслуживание базы, часы в год	Численность экипажа базы, человек
1	Начальная ИП	5,2	Режим посещения	28	182	970	4
2	Расширенная ИП	65,0	Режим постоянного обитания экипажа	Постоянно	182	6400	4
3	Полномасштабная ИП	265,0		Постоянно	182	24 700	8
4	Производственная программа	1320,0		Постоянно	ПО	51 800	16

Примечание: ИП — исследовательская программа; ПО — подлежит определению.

Таблица 2

Характеристики длительности пребывания экипажа на борту лунной орбитальной станции

№	Этапы развития пилотируемой инфраструктуры	Масса целевой нагрузки станции, т	Режим функционирования станции	Длительность пребывания экипажа на борту станции, штатно, сутки в год	Периодичность пилотируемых полетов, месяц	Потребное время экипажа на обслуживание станции, чел.-часов в год	Численность экипажа станции, штатно/аварийно, человек
1	Начальная ИП	1,5	Режим посещения экипажем	4,3	6	290	4/4
2	Расширенная ИП			4,6		330	4/4
3	Полномасштабная ИП			4,9		350	4/8
4	Производственная программа			5,4		360	4/16

мам (ИП) и промышленному производству. При формировании модели комплекса целевой нагрузки использовались данные NASA [1] и отечественные источники, например, [2]. В состав целевой нагрузки базы входит астрофизическое, геологическое и другое оборудование. Орбитальная станция используется для дистанционного исследования поверхности Луны.

Следующим этапом определяются характеристики бортовых систем долговременных средств исходя из численности экипажа, энергобаланса и других факторов. При этом используется состав ПКК, определенный оператором модели в процессе формирования схем полета. Компоновочные схемы долговременных средств, разработанные оператором, служат для определения состава и характеристик конструкции долговременных средств. Статистические данные об объемах заполнения отсеков оборудованием и нормированные значения удельных объемов на одного члена экипажа используются для оценки размеров отсеков. Особенности модульного строения учитываются в результате циклического пересчета модели после выбора размерности ракеты-носителя, используемой для развертывания долговременных пилотируемых средств. В результате образуются сводки масс и технический облик долговременных орбитальных средств. В качестве примера на рис. 2 и 3 приведены общие виды лунной базы и лунной орбитальной станции.

Из данных о целевой нагрузке, времени экипажа и из модели долговременных элементов ПКК следует модель грузопотока. При этом выявляются номенклатура, количество, тип упаковки и другие характеристики грузов. Один из модельных вариантов грузопотока, сформированный на основе долгосрочного прогноза, приведен в табл. 3.

Важнейшим элементом математического моделирования является анализ схем полетов. Например, известно множество схем перелетов к Луне, отличающихся наличием промежуточных стыковок на орбите для сборки и дозаправки топливом, назначением отдельных транспортных орбитальных

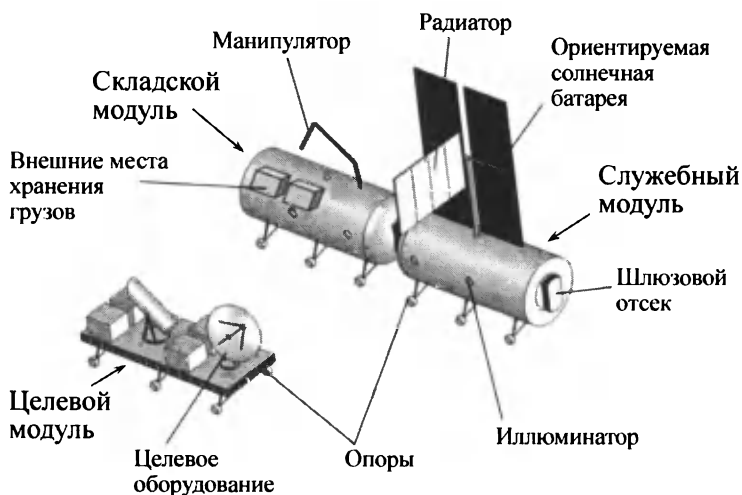


Рис. 2. Лунная база

средств, кратностью использования кораблей и другими особенностями. Существенным элементом анализа является учет располагаемых окон старта с Земли, возможности достижения различных областей поверхности Луны, а также возможности оперативного возвращения экипажа с поверхности Луны в аварийной ситуации. В результате баллистического анализа схем полета определяются приращения характеристических скоростей, необходимые для осуществления перелетов. По ним вычисляются характеристики двигательных установок (ДУ) космических кораблей и разгонных средств, в том

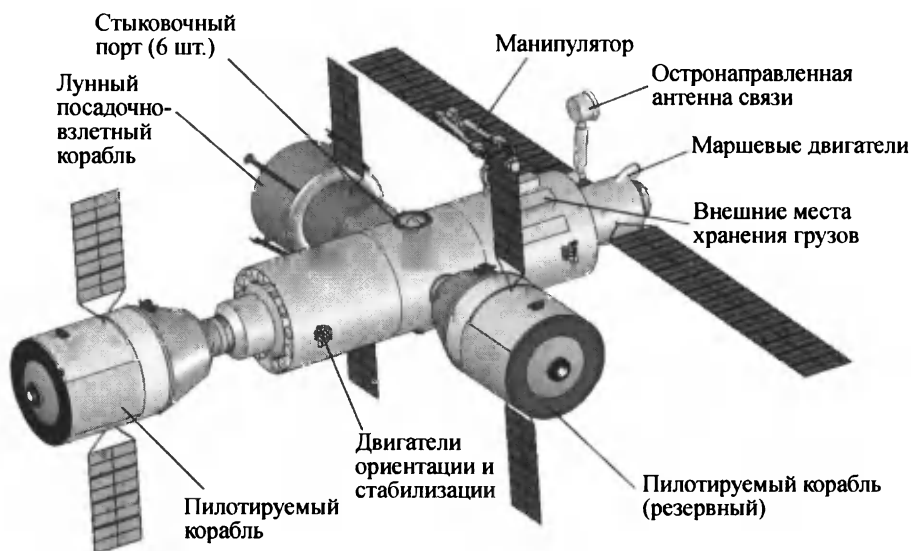
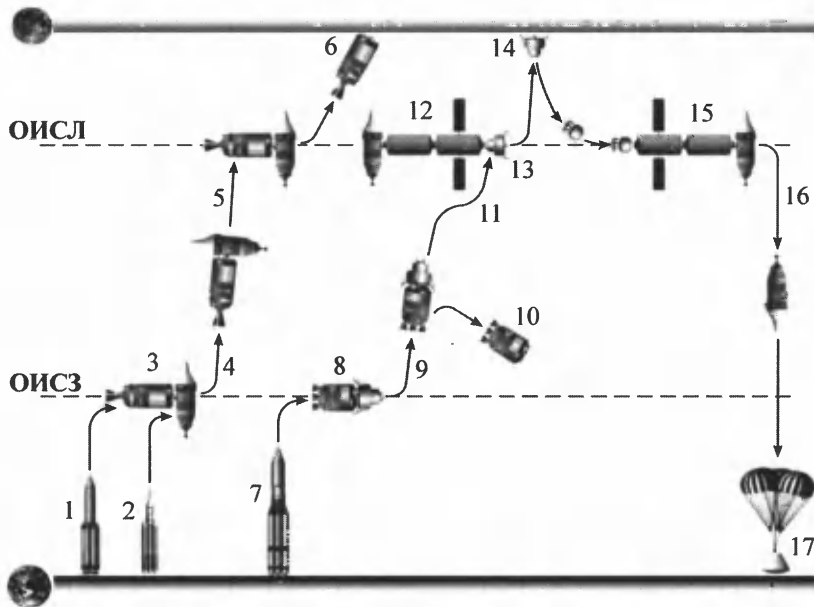


Рис. 3. Лунная орбитальная станция

Годовой грузопоток доставки грузов для изучения и освоения Луны

Составляющие грузопотока	Этапы развития пилотируемой инфраструктуры				
	Начальная исследовательская программа	Расширенная исследовательская программа	Полномасштабная исследовательская программа	Производственная программа	Полномасштабная исследовательская и производственная программы совместно
Грузопоток на лунную базу, т/год	4,5	19,7	31,4	98,3	129,7
Грузопоток на лунную станцию, т/год	2,1	1,8	1,3	1,1	2,4
Суммарный грузопоток доставки, т/год	6,6	21,5	32,7	99,4	132,1

**Рис. 4. Схема полета экипажа лунной экспедиции:**

ОИСЛ — орбита искусственного спутника Луны; ОИСЗ — орбита искусственного спутника Земли; ЛПТК — лунный пилотируемый транспортный корабль; ЛОС — лунная орбитальная станция; ЛПВК — лунный посадочно-взлетный корабль; ОРБ — орбитальный ракетный блок; 1 — РН «А7В»; 2 — РН «А5П»; 3 — стыковка ОРБ с ЛПТК; 4 — отлет связки «ЛПТК + ОРБ» с ОИСЗ к Луне ОРБ 3165 + 72 м/с; 5 — выход на ОИСЛ средствами ОРБ 933 м/с; 6 — утилизация ОРБ 25 м/с; 7 — РН «Амур-5»; 8 — ЛПВК + РБ; 9 — отлет связки «ЛПТК + ОРБ» с ОИСЗ к Луне; 10 — утилизация РБ; 11 — выход на ОИСЛ средствами ЛПВК 933 м/с; 12 — стыковка ЛПВК с ЛОС; 13 — стыковка ЛПВК с ЛОС; 14 — посадка на Луну; 15 — стыковка ЛПВК с ЛОС, переход экипажа в ЛПТК; 16 — отлет с ОИСЛ к Земле 1449 м/с; 17 — посадка

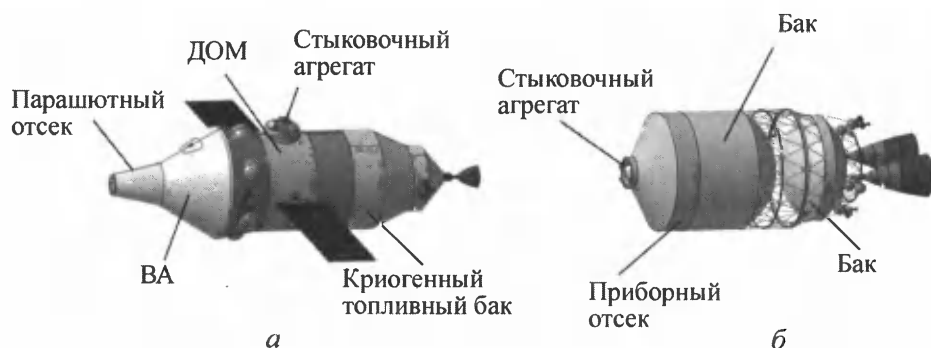


Рис. 5. Общие виды транспортных орбитальных средств:

а — лунный пилотируемый корабль; *б* — орбитальный ракетный блок; ДОМ — дополнительный орбитальный модуль; ВА — возвращаемый аппарат

числе тяга маршевых двигателей, объемы баков и другие характеристики для различных вариантов сочетаний компонентов топлива.

На рис. 4 в качестве примера приведена одна из схем полета экипажа лунной экспедиции. Как видно из схемы полета, в состав транспортных орбитальных средств в этом варианте входят пилотируемый корабль, грузовой корабль, посадочно-взлетный корабль и орбитальный ракетный блок.

Характеристики бортовых систем транспортных орбитальных средств определяются исходя из данных о двигательной установке, численности экипажа, модели энергобаланса и других факторов. Характеристики конструкции транспортных орбитальных средств определяются с использованием данных компоновочных схем, разрабатываемых оператором модели. Далее с использованием данных о средней периодичности полетов транспортных средств и грузопотоке формируются сводки масс и технический облик транспортных орбитальных средств. В качестве примера на рис. 5 приведены общие виды пилотируемого корабля и орбитального ракетного блока.

Реализуемость программы подтверждается разработкой схемы ротации экипажа в процессе эксплуатации лунной орбитальной станции и лунной базы (рис. 6).

Зная массу корабля на низкой околоземной орбите, можно определить потребную размерность РН применительно к выбранному сценарию полетов в рамках пилотируемой программы. На рис. 7 представлен график зависимости массы полезного груза, доставляемого на поверхность Луны, от размерности РН (массы космической головной части РН на низкой околоземной орбите).

При расчете в качестве первого приближения предполагается, что транспортные операции по доставке экипажа и грузов осуществляются с частотой 2 цикла в год. Под циклом понимается совокупность транспортных операций, необходимая для доставки экипажа и партии грузов на поверхность Луны. Эта величина обусловлена, с одной стороны, необходимостью доставки ЗИПа для ремонта ЛБ и ЛОС и ограниченным сроком хранения расходных материалов СЖО (сохранением качества воды и продуктов). С другой стороны, чем больше грузо-

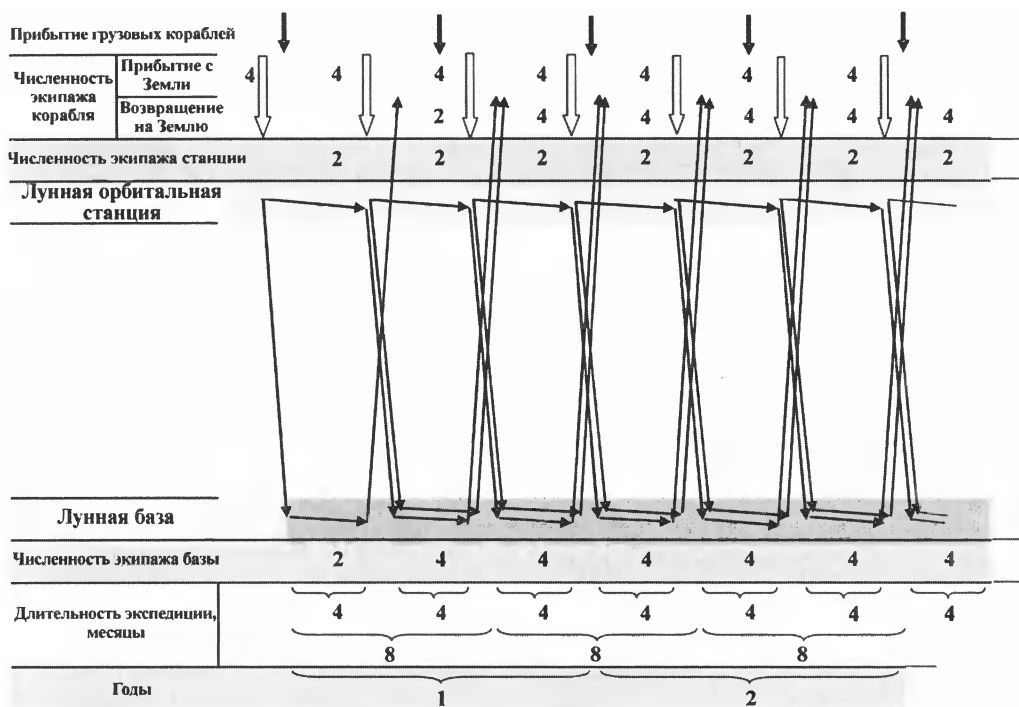


Рис. 6. Схема ротации экипажа в случае постоянного пребывания экипажа на борту Лунной орбитальной станции на этапе расширенной лунной исследовательской программы

подъемность РН и общая масса груза, доставляемого за один цикл, тем меньше стоимость доставки 1 кг груза.

На основе технического облика транспортных средств и анализа безопасности разрабатывается программа развертывания и эксплуатации транспортной космической системы, включая число запусков РН за время реализации пилотируемой программы. Программа включает этапы развертывания и штатной эксплуатации орбитальных средств. При этом учитываются данные о сроках создания и готовности к пуску космических ракетных комплексов-прототипов, а также данные о сроках создания и готовности к пуску прототипов транспортных орбитальных средств, средств посадки и взлета, орбитальных станций и баз на поверхности Луны.

Следующим этапом создается технико-экономическая модель ПКК в соответствии с методиками расчета затрат на создание и эксплуатацию космических средств-прототипов. В итоге формируется модель эффективности ПКК, определяются экстремальные значения показателей эффективности с учетом ограничений и соответствующие им области рациональных значений проектных параметров. В качестве показателя эффективности обычно выбирается стоимость ПКК в рамках осуществления программы. Ограничениями являются показатели надежности и безопасности и другие параметры.

Приведенные примеры относятся к определению характеристик ПКК в отдельных вариантах, выполненному с помощью вычислительных программ-

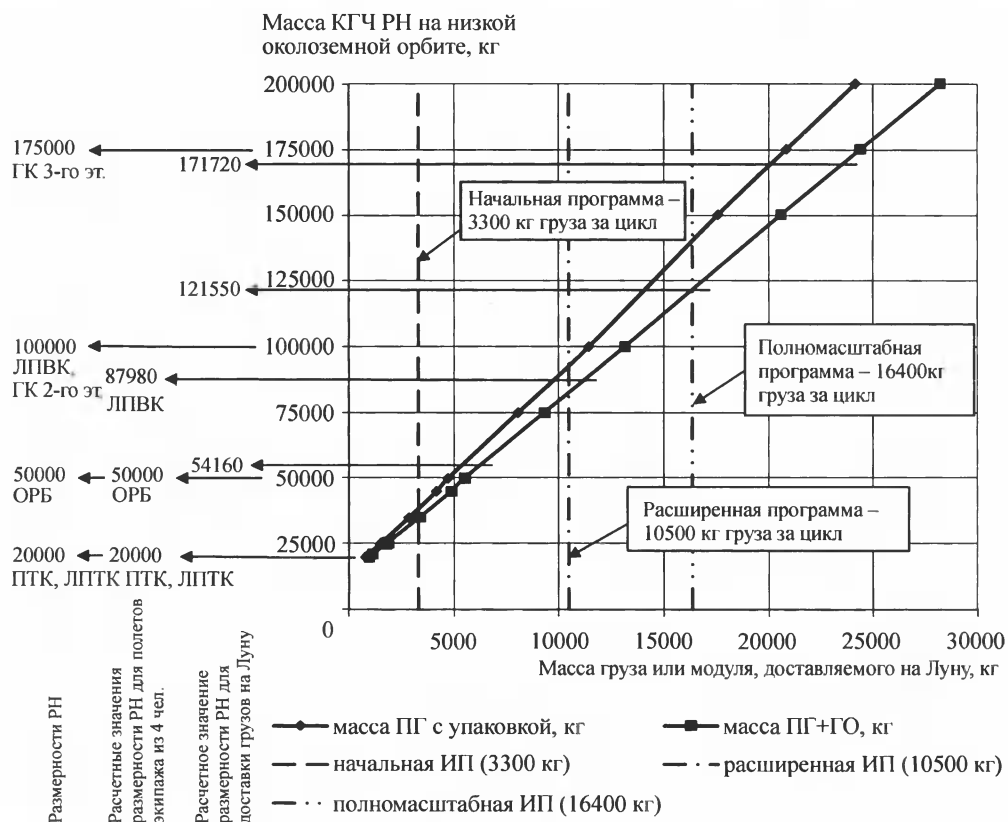


Рис. 7. Выбор размерности РН лунной программы:

ПГ — полезный груз; ГО — грузовой отсек; ИП — исследовательская программа

ных продуктов Microsoft Office и Mathcad. Для реализации более широкого и оперативного анализа вариантов необходим переход на использование программных средств типа C++ и Fortran.

Список литературы

1. NASA-RP-1345 Catalog of lunar and mars science payloads (NASA, Johnson space center). 236 p.
2. Пилотируемая экспедиция на Марс / под ред. А.С. Коротева. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.
3. Бахвалов Ю.О., Петроковский С.А., Каменщиков В.Н., Пугаченко С.Е., Ефимов В.А., Перфильев А.В., Суворов В.В., Мордасов Л.А. Разработка предложений по техническому облику лунной орбитальной станции и лунной базы // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2008. № 6. С. 3–8.
4. Кузин А.И., Лозин С.Н., Нестеренко А.А., Петухов В.Г., Пугаченко С.Е., Соболев И.А., Юрьев В.Ю. Формирование технических требований к транспортной космической системе для полетов к Луне и Марсу // Тр. XLII чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Сборник докладов. 2008. С. 32–40.

Методы снижения нагрузок на космические аппараты при использовании отечественных средств выведения

С.А. Петроковский

Для последнего десятилетия характерно активное продвижение российских ракет-носителей различного класса на международный рынок запусков коммерческих космических аппаратов. Лидерами в производстве таких аппаратов являются компании ряда европейских государств и США.

Современные космические аппараты выполнены по открытой схеме. Их приборы и оборудование устанавливаются непосредственно на легком негерметичном каркасе, что делает космические аппараты весьма чувствительными к механическим, тепловым и другим условиям среды, создаваемым средством выведения. Это вызывает необходимость проведения определенных доработок отечественных ракет-носителей (РН) и средств их подготовки к запуску.

Среди различных условий среды, создаваемых средством выведения, механические нагрузки занимают центральное место, поскольку они непосредственно связаны с особенностями конкретной ракеты-носителя и оказывают максимальное влияние на работоспособность и ресурс космического аппарата. Улучшение механических условий среды для космических аппаратов — наиболее трудный и наукоемкий процесс.

Опыт эксплуатации ряда ракет-носителей, в частности РН «Протон» и «Рокот», показал, что основным случаем максимального нагружения платформ космических аппаратов и устанавливаемого на них оборудования является разделение первой и второй ступеней, при котором реализуется мощный низкочастотный динамический процесс колебаний отделившейся части ракеты-носителя вместе с космическим аппаратом.

В процессе модернизации ракеты-носителя «Протон» вместе с разгонным блоком «Бриз» ее грузоподъемность была значительно увеличена, что позволило выводить на геопереходную орбиту космические аппараты массой от 6 до 7 т. Однако возникла проблема превышения нагрузок на космические аппараты массой более 6 т по отношению к ограничениям, установленным нормативным документом.

Проведенный анализ частот и форм упругих продольных колебаний ракеты-носителя «Протон» с космической головной частью после отделения первой ступени, а также расчетно-экспериментальное исследование частотных характеристик разгонного блока «Бриз» с имитатором космического аппарата показали, что причиной значительного увеличения нагрузок на космические аппараты массой 6 т и более является близость частоты первого тона продольных колебаний центральной части разгонного блока вместе с космическим аппаратом (13,7 Гц) к частоте второго тона колебаний ракеты-носителя (13,6 Гц), определяемой низшими частотами упругих осесимметричных колебаний баков второй ступени с большими присоединенными массами компонентов топлива.

Было предложено решение проблемы снижения нагрузок на тяжелые космические аппараты, основанное на разнесении близких частот колебаний ракеты-носителя и разгонного блока за счет специальных конструктивных мероприятий.

Для снижения низших частот продольных колебаний ракеты-носителя было предложено на втором этапе ее модернизации уменьшить приведенные толщины вафельных обечаек топливных баков второй ступени. За счет этого собственные частоты первых двух тонов продольных колебаний облегченных баков второй ступени с компонентами топлива были снижены с 10,9 Гц до 9,6 Гц (бак окислителя) и с 15,8 Гц до 13,9 Гц (бак горючего), в результате чего частоты первого и второго тонов продольных колебаний ракеты-носителя с космической головной частью после отделения первой ступени уменьшились соответственно с 9,7 Гц до 9,0 Гц и с 13,6 Гц до 11,9 Гц.

Для повышения частоты первого тона продольных колебаний разгонного блока «Бриз» была разработана новая конструкция металлической конической сетчатой оболочки, расположенной внутри дополнительного топливного бака разгонного блока, являющейся основным силовым элементом каркаса разгонного блока, воспринимающим продольную нагрузку на активном участке полета ракеты-носителя «Протон».

Для повышения продольной жесткости дополнительного топливного бака была предложена новая конструкция сетчатой оболочки с углом конусности, уменьшенным по сравнению с прототипом, за счет изменения конфигурации промежуточного днища (рис. 1).

В результате изменения конструкции конической сетчатой оболочки частота первого тона продольных колебаний разгонного блока «Бриз» при массе космического аппарата 6 т была увеличена на 1,2 Гц.

В результате комплексных мероприятий, проведенных на втором этапе модернизации ракеты-носителя «Протон» и разгонного блока «Бриз»,

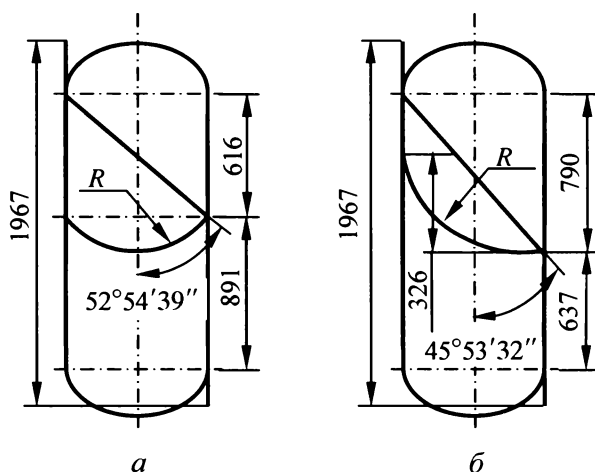


Рис. 1. Схемы поперечных сечений исходной (а) и модернизированной (б) конструкции дополнительного топливного бака РБ «Бриз»

были разнесены близкие частоты первого тона продольных колебаний центральной части разгонного блока вместе с космическим аппаратом и второго тона колебаний ракеты-носителя после отделения первой ступени.

Эти мероприятия позволили снизить примерно на 30% продольные эксплуатационные нагрузки, действующие на космические аппараты массой 6 т (см. таблицу). Результаты расчета были подтверждены данными телеметрических измерений при запуске космического аппарата DIREC TV-10, имевшего массу 6 т (рис. 2).

Теоретический анализ показал, что нагрузки на тяжелые космические аппараты массой до 7 т не превосходят уровней, установленных в действующем нормативном документе.

Коэффициенты продольных квазистатических нагрузок (ускорений), g

Направление действия продольной нагрузки	РН «Протон М» и РБ «Бриз М», соответствующие	
	первому этапу модернизации	второму этапу модернизации
Сжатие	5,15	3,81
Растяжение	–3,27	–2,20

Принципиально другой способ уменьшения нагрузок на космические аппараты в полете был реализован на ракете-носителе легкого класса «Рокот», созданной на базе межконтинентальной ракеты РС-18. В состав ракеты-носителя «Рокот» входит готовый блок ускорителей первой и второй ступеней в стартовом пусковом контейнере, не подлежащий доработке. Выключение двигателей первой ступени блока ускорителей происходит за

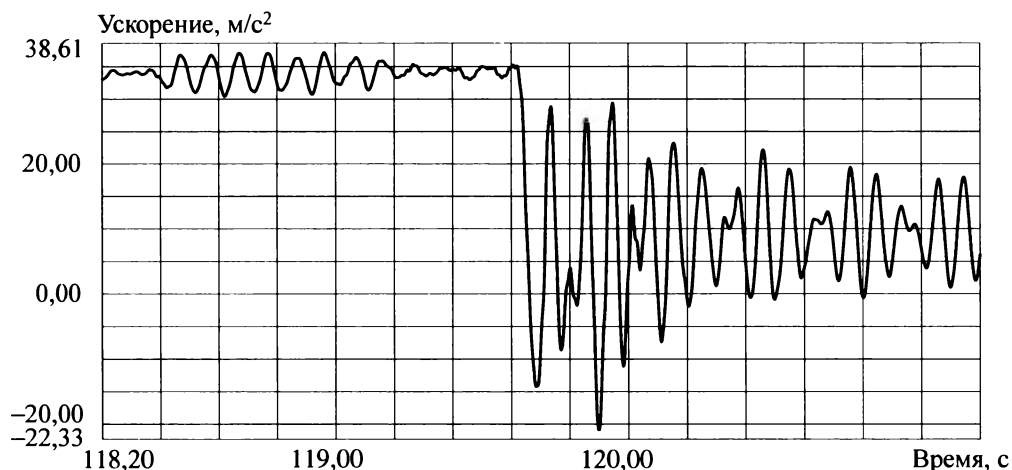


Рис. 2. Процесс изменения по времени продольных ускорений в плоскости механического интерфейса «КА–адаптер» в случае выполнения команды «Отделение первой ступени» при запуске КА DIREC TV-10

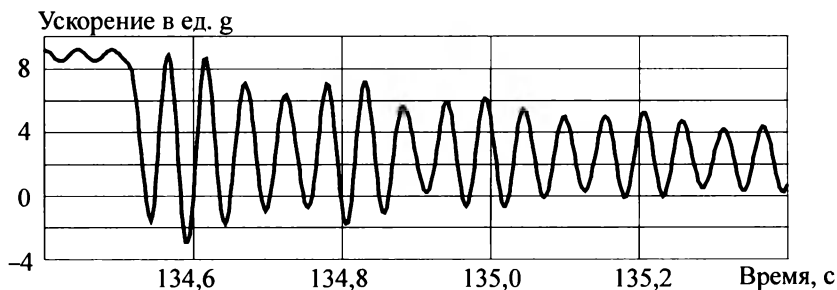


Рис. 3. Процесс изменения по времени ускорений на интерфейсе блока ускорителей при выключении двигателей первой ступени

0,03 с, а квазистатическое ускорение перед выключением составляет 7,2g. В результате этого на интерфейсе блока ускорителей реализуется интенсивный колебательный процесс (рис. 3). При создании ракеты-носителя «Рокот», предназначенной для выведения на низкие и средние орбиты различных космических аппаратов, в том числе зарубежных, необходимо было решить задачу снижения действующих на них нагрузок за счет конструкции разгонного блока «Бриз», устанавливаемого на блок ускорителей. Была предложена конструктивно-силовая схема разгонного блока «Бриз» (рис. 4), решающая эту задачу.

Нижняя часть приборного отсека разгонного блока «Бриз» представляет собой коническую оболочку с торцевым шпангоутом, к которому крепится верхний шпангоут топливного бака. Угол конусности нижней части приборного отсека выбран таким, чтобы собственная частота продольных колебаний топливного бака, заправленного компонентами топлива, совпадала с частотой

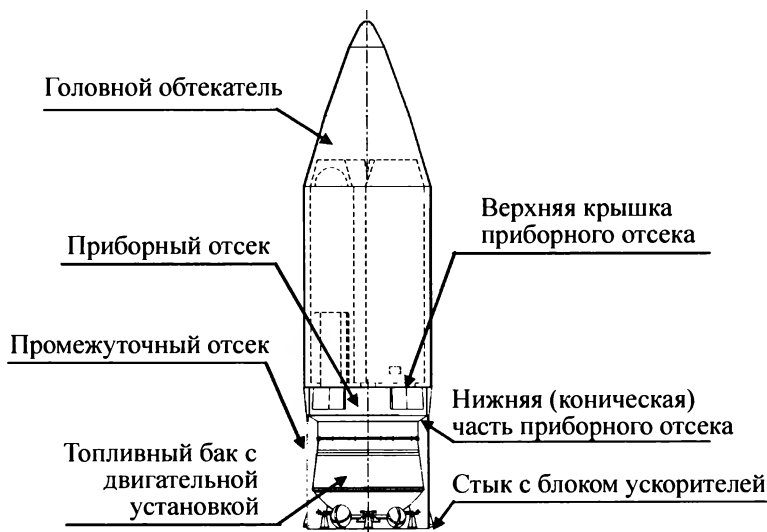


Рис. 4. Схема КГЧ с РБ «Бриз»

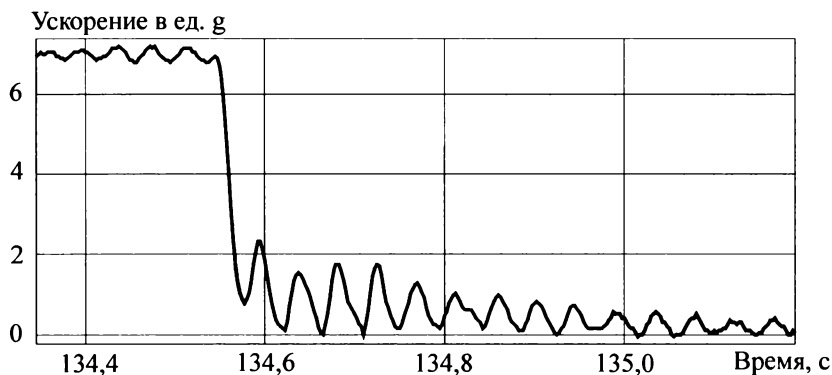


Рис. 5. Процесс изменения по времени продольных ускорений на интерфейсе КА, выводившегося на РН «Рокот» с РБ «Бриз»

той продольных колебаний, реализующихся на интерфейсе блока ускорителей при выключении двигателей первой ступени (22 Гц). Колебания топливного бака разгонного блока и корпуса блока ускорителей происходят в противофазе. При этом плоскость верхней крышки приборного отсека, служащая силовым «столом» для установки адаптеров космических аппаратов, оказывается в окрестности неподвижного узла формы колебаний. Доля массы заправленного бака разгонного блока в общей массе ракеты-носителя при выключении двигателей первой ступени достаточно высока, поэтому эффект динамического гашения колебаний носит широкополосный характер и слабо зависит от массы выводимых космических аппаратов.

На рис. 5 показано изменение по времени продольных ускорений на механическом интерфейсе «космический аппарат—адаптер», полученное в результате обработки телеметрической информации при запуске на ракете-носителе «Рокот» одного из космических аппаратов.

Выбор конструктивно-силовой схемы разгонного блока «Бриз» и принятая технология вертикальной сборки и транспортировки космической головной части на космодроме Плесецк обеспечили совместимость ракеты-носителя «Рокот» с различными зарубежными космическими аппаратами.

Выводы. Основным расчетным случаем нагружения космических аппаратов при их выведении ракетами-носителями «Протон» и «Рокот» является случай разделения первой и второй ступеней. Для ракеты-носителя «Протон» решение задачи снижения нагрузок в этом расчетном случае позволило поднять массу выводимой полезной нагрузки до 7000 кг, а для ракеты-носителя «Рокот» открыло путь к ее коммерческому использованию для запуска зарубежных космических аппаратов.

В связи с невозможностью изменения циклограмм разделения ступеней, определяющих силовое воздействие на отделяемые части ракеты-носителя, существовало два принципиально различных способа снижения нагрузок на космические аппараты:

разнесение близких собственных частот колебаний ракеты-носителя и разгонного блока;

выбор специальной конструктивно-силовой схемы разгонного блока, позволяющей использовать его баки с компонентами топлива в качестве гасителей продольных колебаний за счет сближения собственных частот ракеты-носителя после отделения первой ступени и упруго подвешенных баков разгонного блока.

Первый способ был реализован на ракете-носителе «Протон» с разгонным блоком «Бриз» за счет уменьшения приведенных толщин обечаек баков второй ступени ракеты-носителя и изменения конструкции конической сетчатой оболочки в дополнительном топливном баке разгонного блока. При этом была решена комплексная задача снижения нагрузок на тяжелые космические аппараты массой до 7000 кг при одновременном уменьшении массы блока баков второй ступени ракеты-носителя «Протон» и дополнительного топливного бака разгонного блока «Бриз».

Второй способ был применен при проектировании разгонного блока «Бриз КМ» для ракеты-носителя «Рокот». Он позволил в несколько раз уменьшить динамическую составляющую сжимающих нагрузок в плоскости крепления космического аппарата к разгонному блоку и полностью исключить растягивающие нагрузки.

Список литературы

1. **Петроковский С.А.** Комплексный подход к решению задачи совместимости ракеты-носителя «Протон» с тяжелыми космическими аппаратами // Космонавтика и ракетостроение, Изд-е ЦНИИмаш, 2008, № 1. С. 106–122.

2. **Пат. № 2153445 РФ.** Многоступенчатая ракета. А.К. Недайвода, И.М. Востриков, С.А. Петроковский, В.П. Молочев, Е.И. Самашов, М.Н. Култашев, С.Д. Рабинович / Дата приоритета 20.05.1999, дата выдачи положит. решения — 4.02.2000. 2000 г.

Построение автономных систем безопасности полета РН с использованием структур искусственного интеллекта

А.Н. Загорков, В.В. Щербак

Для минимизации ущерба при аварии ракеты-носителя (РН) в полете необходимо следующее:

- контроль технического состояния РН в полете с выработкой обобщенного сигнала (или кодового признака) при возникновении аварийной ситуации (АС);
- прогноз потенциального ущерба в зависимости от момента возникновения и характера развития АС в полете;
- определение логики управления аварийной РН (аварийные циклограммы, аварийное прекращение полета и др.) при минимизации потенциального ущерба;
- формализация принятой логики управления аварийной РН с помощью бортовых и наземных аппаратно-программных комплексов.

На практике задача минимизации ущерба реализуется либо с помощью автономных (бортовых) систем безопасности РН (при эксплуата-

ции отечественных РН), либо с помощью систем безопасности, использующих наземный контур управления (при эксплуатации РН в Европе и США).

При использовании системы безопасности полета на базе наземных комплексов управления (НКУ) техническое состояние РН контролируется с помощью телеметрической информации, поступающей с борта РН, и навигационных данных, получаемых по результатам траекторных измерений. При этом прогноз потенциального ущерба и аварийное прекращение полета (в случае возникновения АС) реализуются персоналом Центра управления полетом с помощью аппаратно-программных комплексов. У автономных систем безопасности возможности контроля технического состояния РН сильно ограничены и опираются, в основном, на данные от средств аварийной защиты двигателей и командных приборов системы управления движением, которые допустимо использовать в командном контуре управления полетом.

Преимуществом автономных систем безопасности РН является их защищенность от любых радиопомех, что значительно повышает устойчивость РН к ложному прерыванию штатного полета. Недостатком автономных систем безопасности является ограниченность параметров, с помощью которых контролируется техническое состояние РН, и невозможность использования интеллекта персонала НКУ при решении задачи минимизации ущерба от аварийной РН.

Идея использования структур искусственного интеллекта при создании автономных систем безопасности носителей интересна тем, что позволяет устранить отмеченные недостатки. Она принципиально обеспечивает возможность привлечения интеллекта специалистов и инженеров в процессе предполетной разработки подобной системы для решения на борту задачи минимизации ущерба от аварийной РН.

Одной из конкретных задач автономной системы безопасности при возникновении АС является выбор момента прекращения полета (например, аварийного выключения двигателей (АВД)), при котором ущерб (населению, имуществу, природной среде) от аварийной РН или ее фрагментов будет минимальным. Очевидно, что баллистические траектории возможного движения РН или ее фрагментов (а, следовательно, и возможные зоны их падения на поверхность Земли) будут зависеть от момента выключения двигателей. При терминальном управлении, определяющем большой набор возможных траекторий номинального полета РН, решение на борту задачи прогноза подобных зон падения и оценки наносимого при этом ущерба потребует большого объема вычислений и ресурсов памяти бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ). Возможности БЦВМ ограничены, так как реализация на борту РН алгоритмов собственно управления штатным полетом также требует большого объема вычислений и ресурсов памяти. В связи с этим поиск методов решения на борту задач минимизации ущерба от аварийной РН, экономящих ресурсы БЦВМ, приобретает большую актуальность и практическую значимость. Использование структур искусственного интеллекта при создании

автономных систем безопасности РН — одно из направлений решения этой проблемы. Ниже рассматривается идеология построения подобных структур.

Полагается, что задача контроля технического состояния РН в полете решается традиционным способом с помощью параметров аварийности. При достижении любым из параметров аварийности порогового значения система управления (СУ) РН вырабатывает команду «Авария» и передает ее в систему с элементами искусственного интеллекта (в дальнейшем система ИИ) для решения на борту задачи прогноза потенциального ущерба и выбора момента выполнения АВД для минимизации этого ущерба. СУ РН передает также в систему ИИ вектор состояния РН на момент выработки команды «Авария» (координаты $x(t)$, $y(t)$, высоту $H(t)$, значение скорости $V(t)$ и угол наклона вектора скорости к местному горизонту $\text{Tet}(t)$).

В самом общем случае задача оценки и прогноза потенциального ущерба, например, для населенных пунктов подстилающей поверхности сводится к следующему. Оценка риска определяется численностью населения, пострадавшего от РН или ее фрагментов, упавших на поверхность Земли, и может быть вычислена с помощью выражения.

$$R = \sum_j \sum_i [P_{\text{РН}j} P_{A_j}] (A_{pj} / A_i) N_i, \quad (1)$$

где A_{pj} — площадь зоны поверхности Земли, в которую может упасть РН (или ее фрагменты) с условной вероятностью P_{A_j} (величины P_{A_j} и A_{pj} связаны между собой функциональной зависимостью); N_i — численность населения рассматриваемого региона; A_i — площадь рассматриваемого региона; $P_{\text{РН}j}$ — вероятность возникновения отказа РН на j -м временном интервале активного участка.

Условная вероятность падения РН (или ее фрагментов) в рассматриваемый регион определяется следующим образом.

Траектория полета РН разбивается на временные интервалы ($j = 1, 2, \dots, n$, см. рис. 1), для каждого из которых определяется вероятность возникновения аварийной ситуации ($P_{\text{РН}j}$), координаты номинальной точки (точек) падения аварийной РН или ее фрагментов (m_{xi} , m_{yi}) и параметры, характеризующие рассеяние относительно этой точки (σ_{xi} , σ_{yi}). Условная вероятность P_{A_j} определяется методом численного интегрирования (на

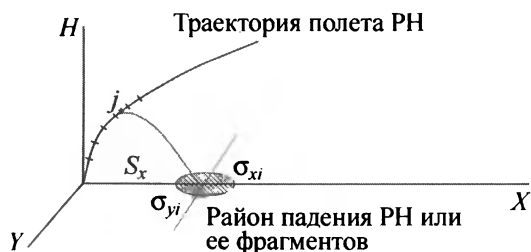


Рис. 1. Схема полета РН с аварией на j -м временном интервале активного участка

площади A_{pj}) плотности двухмерного нормального распределения с параметрами m_{xi} , m_{yi} , σ_{xi} , σ_{yi} .

При традиционном решении поставленной задачи параметры m_{xi} , m_{yi} определяются по результатам расчета невозмущенной траектории баллистического полета РН или ее фрагментов после АВД. Параметры σ_{xi} , σ_{yi} определяются по результатам статистической обработки реализаций возмущенного движения РН или ее фрагментов после АВД.

Как уже отмечалось, при терминальном управлении в априорных прогнозах необходимо учитывать большой набор возможных траекторий номинального полета РН. Это определяет большой объем вычислительных работ, которые необходимо выполнить до пуска РН с целью предварительной оценки параметров m_{xi} , m_{yi} , σ_{xi} , σ_{yi} . Решение же этой задачи на борту (при реализации конкретной траектории полета) может быть ограничено имеющимися ресурсами БЦВМ. Применение технологий искусственного интеллекта, в частности нейросетей, при построении системы ИИ позволит решать поставленную задачу на борту в течение миллисекунд. Если при этом будет возможность параллельной распределенной обработки данных, то это приведет к дополнительному увеличению производительности решения поставленной задачи.

При построении системы ИИ делаются следующие допущения:

1) двигательная установка (ДУ) исправна. Сигнал «Авария» вырабатывается в связи с отказами в других системах (при отказах в ДУ средства аварийной защиты (САЗ) двигателей, зафиксировав отказ, максимально быстро осуществляют АВД с целью предотвращения пожара или взрыва в ДУ);

2) после выработки команды «Авария» в силу инерционности РН вектор тяги ДУ (или корпус носителя) не успевает повернуться в пространстве на большие углы (десять градусов) на интервале времени t (в котором определяется момент АВД по критерию минимума риска).

На рис. 2 представлена структура системы (с использованием технологий ИИ) выбора момента АВД по критерию минимума риска.

База знаний должна содержать экспертные оценки, описывающие в виде правил возможные варианты изменения вектора состояния аварийной РН.

Система прогноза движения РН после выработки команды «Авария» должна получить от БЦВМ команду «Авария» и вектор состояния РН на момент выработки этой команды (координаты $x(t)$, $y(t)$, высоту $H(t)$, значение

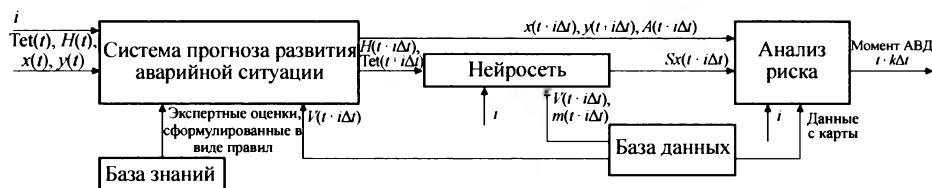


Рис. 2. Структура системы ИИ выбора момента АВД по критерию минимума риска

скорости $V(t)$ и угол наклона вектора скорости к местному горизонту $Tet(t)$. Сам прогноз осуществляется с помощью знаний (из базы знаний). При этом в условиях неопределенности технологии ИИ обеспечивают принятие рациональных решений.

На выходе система прогноза должна выдавать f массивов данных (x , y , H , Tet , A (угол между вектором скорости и меридианом)) для f моментов через равные промежутки времени Δt на интервале времени t , где выбирается момент АВД.

Следует отметить, что база знаний может расширяться и дополняться на земле путем вывода новых правил из уже известных с помощью алгоритмов логического вывода. Таким образом пополняется база знаний, экономя время, необходимое для этих вычислений в процессе работы системы. В настоящее время — это довольно мощный инструмент для формирования прогноза в частично наблюдаемой среде, если в наличии уже есть какие-то знания. Вероятно, получение информации о том, как вела себя РН до выработки команды «Авария», могло бы существенно расширить возможности определения неисправности и выдавать более качественный прогноз. База данных содержит текущие значения массы РН — $m(t)$, географические данные (координаты регионов, плотность населения регионов и др.) в пригодном для быстрого (не требующего больших вычислений) анализа виде. В данном случае для простоты решения поставленной задачи принимается, что множество значений σ_{xi} , σ_{yi} содержится в базе данных.

Блок анализа риска выполняет оценки риска для каждого f -го цикла работы системы ИИ (для каждого промежутка времени Δt на интервале времени t). После прохождения всех циклов блок анализа определяет значение f , при котором риск минимален, и выдает значение времени для реализации АВД.

Нейросеть с использованием информации из системы прогноза и базы данных определяет параметр Sx точек падения РН или ее фрагментов после АВД. Технология оценки этого параметра отличается от традиционных методов численного интегрирования траекторий движения РН.

Необходимо отметить, что быстроедействие системы вытекает из скорости работы ее самого «медленного» элемента. В описанной системе ИИ самым «быстрым» элементом является нейросеть. Параллельные вычисления позволяют обработать массив из входных данных довольно большой величины и выдать параметры точек падения РН или ее фрагментов всего за один такт. Следует отметить, что можно объединить (структурно и функционально) блоки нейросети и анализа рисков, построив более сложную сетевую структуру с большим числом входов и имеющую один дискретный выход, определяющий момент АВД. Это уберет из системы ИИ еще один медленный блок, но увеличит сложность выбора структуры и обучения нейросети, так как в этом случае при обучении необходимо будет использовать географические данные. При этом снизится и универсальность системы ИИ.

Искусственной нейронной сетью называют устройство, состоящее из большого числа простых параллельно работающих процессорных элементов — нейронов, соединенных адаптивными линиями передачи информации — связями. У нейронной сети выделяют группу связей, по которым она получает информацию из внешнего мира, и группу выходных связей. Нейронная сеть обучается на основе сформированной заранее обучающей выборки, состоящей из пар «вход — требуемый выход», и после обучения способна решать типовые примеры, не входящие в обучающую выборку.

Применительно к рассматриваемой системе ИИ «входом» нейросети являются прогнозируемые параметры, определяющие массу РН $m(t)$, высоту ее полета $H(t)$, значение скорости РН $V(t)$ и угол наклона вектора скорости к местному горизонту $Tet(t)$. «Выходом» является параметр Sx точки падения РН или точек падения ее фрагментов после АВД. Синтез нейронной сети состоит из следующих этапов:

- выбор начальной конфигурации сети;
- моделирование и обучение сети с оценкой контрольной ошибки и использованием дополнительных нейронов или промежуточных слоев;
- выявление эффекта переобучения и корректировки конфигурации сети.

Существуют две категории нейронных сетей: сети с прямым распространением и рекуррентные сети.

Сеть с прямым распространением представляет определенную функцию ее текущих входных данных.

В рекуррентной сети выходные данные возвращаются на ее вход. Наличие обратной связи повышает качество обучения нейросети и, соответственно, качество решения типовых задач. При наличии обратной связи уровни активации в сети образуют динамическую систему.

В процессе моделирования для решения рассматриваемой в работе задачи оказалось достаточным применение сети прямого распространения. В будущем применение рекуррентных сетей может дать более интересные результаты.

Настоящая работа ограничивается рассмотрением вопроса создания искусственной нейросети, входящей в систему, представленную на рис. 2. Обучающая выборка должна состоять из множества пар «вход-выход», где выход Sx рассчитан заранее традиционными методами.

Имеющимися средствами моделирования нельзя задавать значение ошибки, которого следует достичь в результате обучения, в процентах, но можно задавать вещественное значение ошибки. Назначая этот параметр слишком большим, сеть обучается слишком лояльно, и результаты не удовлетворяют требованиям по точности, а при назначении слишком маленького значения большое число обучающих примеров остается «не понято» сетью. Поэтому выбранная структура сети состоит, по сути, из двух частей. Первая выполняет задачу классификации и отвечает на вопрос, с какой точностью следует выдавать ответ. Вторая состоит из сетей, которые решают одну и ту же задачу — для разных входных данных (m , V , Tet , H) определяют выход Sx .

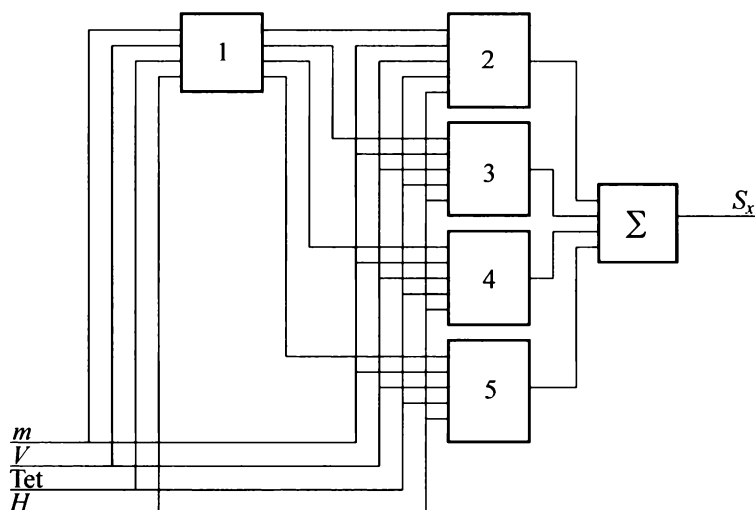


Рис. 3. Структура нейросети

Представленная на рис. 3 структура сети классифицирует входные примеры и активизирует один из четырех выходов, соответствующий сети, которая будет обрабатывать примеры. Одна из сетей (2, 3, 4 или 5) обрабатывает примеры в зависимости от предполагаемого масштаба S_x . Следует отметить, что все пять сетей обучаются на разных примерах и могут иметь разную структуру, оптимальную для решения задачи при разных диапазонах входных параметров.

При определении структуры нейронной сети и ее характеристик нужно назначить значения весов и смещений, минимизирующих ошибку решения. На начальном этапе моделирование, обучение и оптимизация каждой из пяти сетей производились в программе NEUROPRO, которая позволяет исследователю работать только с сетями прямого распространения с функциями активации сигмоида $f(X) = X/(c + |X|)$. Представительная обучающая выборка была сформирована несколькими сотнями примеров для различных высот, углов, масс и скоростей. Таким же образом формировались и контрольные выборки, с помощью которых выявлялся эффект переобучения, заключавшийся в слишком тщательной подгонке весов связей под обучающую выборку. Иными словами, как и все статистические модели, нейронная сеть подвержена такому недостатку, как чрезмерно тщательная подгонка. Это проявляется в том, что сеть способна запомнить все примеры благодаря формированию большой поисковой таблицы, но не способна обеспечить качественное обобщение применительно к входным данным, с которыми не сталкивалась. При выявлении этого эффекта вносились изменения в структуру сети. Наилучшим методом оптимизации оказался градиентный спуск. На этом этапе был получен следующий результат: каждая из сетей 2, 3, 4, 5 давала ошибку S_x не более 1,5%, а сеть 1 активизировала дискретный выход с достаточной точ-

ностью. После получения этого результата было осуществлено моделирование в Matlab целиком всей сети. Точность осталась на том же уровне.

Преимуществом предложенной системы является универсальность аппаратной реализации. Для конкретной РН, траектории и конкретного космодрома меняется только программное обеспечение. Причем база знаний, вероятно, будет обладать преемственностью, т.е. при применении системы на другой РН большая часть правил останется неизменной, некоторые будут заменены, некоторые добавлены. База данных для пусков с конкретного космодрома будет содержать данные о траектории, которые, конечно, будут меняться при пусках, но будут содержать и неизменяемую часть, описывающую карту местности. А для конкретных условий пуска потребуются изменение характеристик нейронной сети, что также равносильно простой смене программного обеспечения. Реализацию предложенного алгоритма предлагается осуществить с использованием программируемых логических интегральных схем (ПЛИС). Эти технологии имеют широкое распространение, доступную систему автоматического проектирования (САПР), совместимы с распространенными интерфейсами (Intel), в связи с чем недороги. К тому же имеются примеры реального применения этой технологии в других областях науки и техники и опыт разработки и реализации подобных систем.

Подводя итоги, отметим следующее.

1. В статье сформулирована постановка задачи использования структур искусственного интеллекта (ИИ) для решения на борту РН задачи минимизации ущерба при возникновении аварийной ситуации в полете.

2. Идея использования структур искусственного интеллекта интересна тем, что позволяет привлечь интеллект специалистов и инженеров в процессе предполетной разработки системы (ИИ) для решения на борту задачи минимизации ущерба от аварийной РН.

3. В статье рассмотрены общие вопросы идеологии построения системы искусственного интеллекта применительно к решению поставленной задачи, а также даны общие представления о нейросетях и их структурах.

4. Создание системы ИИ позволит уйти от необходимости расчета на борту множества траекторий аварийного падения РН на подстилающую поверхность при осуществлении прогноза потенциального ущерба.

5. Приведенные в статье данные могут быть использованы в конкретных научно-исследовательских и прикладных работах отрасли по анализу технических характеристик систем ИИ при решении проблем обеспечения безопасности полета РН.

Список литературы

1. **Медведев В.С., Потемкин В.Г.** Нейронные сети. Моделирование на MatLab v. 6. М.: Диалог МИФИ, 2002. 487 с.
2. **Стюарт Рассел, Питер Норвиг.** Искусственный интеллект, современный подход. 2-е изд. — Москва-Санкт-Петербург-Киев: 2006, 1407 с.
3. **Инженерный справочник по космической технике** / под ред. А.В. Солодова. М.: Воениздат, 1969. 696 с.

Управление риском ущерба при эксплуатации РН

В.Л. Иванов, А.И. Кузин, А.Н. Загорков, Н.Б. Яроцкая

Обеспечение безопасности эксплуатации российской космической техники выполняется с учетом требований российской нормативной документации и опыта проектирования, экспериментальной отработки и обеспечения качества производства и эксплуатации. Однако многолетний опыт участия в международных программах, а также необходимость реализации международных требований, особенно по безопасности, к российским изделиям при их эксплуатации не на территории РФ привели к необходимости разработки методов обеспечения безопасности на основании оценки и анализа рисков эксплуатации изделий ракетно-космической техники, а также разработки системы управления риском. Данный подход широко применяется в США, Евросоюзе и ряде стран восточно-азиатского региона.

Общие положения методики анализа и оценки рисков. Система управления риском (СУР) при эксплуатации изделий РКТ представляет собой специализированную систему информационной поддержки, предназначенную для решения задач анализа надежности и полетной безопасности ракетных комплексов, оценки возможных последствий аварий и нештатных ситуаций, а также формирования рекомендаций по управлению рисками. Основной задачей СУР является обеспечение эксплуатации потенциально опасного объекта ракеты космического назначения (РКН), при которой минимизируется вероятность возникновения аварии (вследствие отказов оборудования и ошибок обслуживающего персонала), а также выдача рекомендаций по снижению масштабов и/или ликвидации последствий аварии при ее возникновении.

Ключевым понятием СУР является риск. Не существует четкого определения понятию риск, поскольку риск в различных ситуациях может представлять собой как вероятность возникновения какого-либо нежелательного события, так и конкретные потери, например, денежные, человеческие жертвы, вред природе, моральный, психологический, политический ущерб и т.д.

Одним из определений может быть риск как вероятность причинения вреда жизни или здоровью граждан с учетом тяжести этого вреда. Или более общее определение — сочетание вероятности события и его последствий.

Анализ риска — это технические операции и процедуры для обнаружения, качественной и количественной оценки опасностей, а также поиск мер, позволяющих снизить риски до приемлемого уровня. Анализ риска условно можно разделить на:

- 1) качественный анализ риска, состоящий в обнаружении, ранжировании всех видов опасностей;
- 2) количественный анализ риска, представляющий собой оценку вероятностей возникновения опасностей и величину их последствий.

Главной задачей анализа рисков является:

- предотвращение возникновения нештатных (НШС) и аварийных (АС) ситуаций за счет уменьшения вероятности из возникновения;
- минимизация последствий НШС и АС;
- передача риска (страхование).

Не только при аварийных ситуациях, но и при штатной эксплуатации РКН могут иметь место ситуации, приводящие к тяжким последствиям для окружающей среды, рабочего персонала и населения, которые невозможно предвидеть и тем более ими управлять. Для таких случаев вводится понятие допустимого риска. Допустимый риск принимается при условии введения соответствующих процедур по предотвращению/снижению последствий от НШС/АС. К таким процедурам можно отнести:

- эвакуацию рабочего персонала/населения;
- закрытие морских/воздушных путей;
- восстановительные работы в районах падения отработавших ступеней и т.д.

При анализе и управлении риском эксплуатации РКН необходимо рассматривать различные случаи штатного и нештатного функционирования РКН.

Управление риском при штатном функционировании РКН заключается:

- в выборе номинальной траектории ее полета с размерами зоны отчуждаемой поверхности Земли (для падающих отделившихся элементов РКН), обеспечивающими приемлемый риск возможного ущерба;
- нормировании численности обслуживающего персонала при подготовке РКН на ТК и СК;
- определении времени и последовательности проведения подготовительных операций РКН на ТК и СК;
- расчете размеров зон эвакуации персонала и т.д.

Управление риском при нештатном (аварийном) функционировании РКН заключается в минимизации ущерба от аварии до уровня приемлемого риска.

При анализе рисков при полете РКН все случаи ее функционирования удобно представить в виде следующих событий:

- штатное функционирование РКН;
- нештатное (аварийное) функционирование РКН, при котором баллистический полет аварийной РКН или ее фрагментов осуществляется в плоскости номинальной траектории;
- нештатное (аварийное) функционирование РКН, при котором траектория баллистического полета аварийной РКН или ее фрагментов не совпадает с плоскостью номинальной траектории.

Перечисленные события носят случайный характер, а их совокупность представляет собой полную группу. Вероятность полной группы случайных событий равна единице:

$$P_{\text{полн. гр}} = P_{\text{шт. фун}} + P_{\text{АС1}} + P_{\text{АС2}} = 1, \quad (1)$$

где $P_{\text{шт. фун.}}$, P_{AC1} , P_{AC2} — соответственно вероятности реализации событий упомянутой полной группы,

$$P_{\text{шт. фун.}} = \Pi P_o. \quad (2)$$

Здесь P_o — вероятности безотказной работы систем РКН,

$$P_{\text{AC1}} = \sum_1^n Q_o, \quad (3)$$

где Q_o — вероятности возникновения АС, при которых баллистический полет аварийной РКН или ее фрагментов осуществляется в плоскости номинальной траектории.

С учетом выражения (1) можно записать:

$$P_{\text{AC2}} = 1 - (P_{\text{шт. фун.}} + P_{\text{AC1}}). \quad (4)$$

Оценки (3) и (4) относятся ко всему участку полета РКН и носят интегрированный характер. Если принять допущение, что поток отказов РКН подчиняется закону равномерного распределения, то применительно к интервалу Δt_i участка полета оценки (3), (4) можно записать в виде:

$$\Delta P_{\text{AC1}i} = P_{\text{AC1}} \times \Delta t_i / T_1; \quad (5)$$

$$\Delta P_{\text{AC2}i} = P_{\text{AC2}} \times \Delta t_i / T_1, \quad (6)$$

где T_1 — номинальное время полета РКН.

Схематично процесс анализа рисков представлен на рис. 1.

Первым этапом определения рисков эксплуатации РКН является *качественный анализ рисков*, содержащий следующие виды работ:

1. Анализ видов, последствий и критичности отказов составных частей РКН и определение их вероятностей;
2. Анализ траектории полета РКН, определение безопасных границ, площадей районов падения (РП), анализ близлежащих населенных пунктов;
3. Анализ циклограммы функционирования РКН;
4. Анализ графика подготовки РКН на техническом (ТК) и стартовом (СК) комплексах;
5. Анализ нештатных ситуаций при эксплуатации РКН;
6. Анализ функционирования систем безопасности РКН (автономных/в составе бортовой системы управления (СУ)), в том числе системы прерывания полета, оценка вероятности их безаварийного функционирования;
7. Анализ тепловых нагрузок на РКН при полете по баллистической траектории, а также при падении отделяемых частей (ОЧ) на пассивном участке полета;

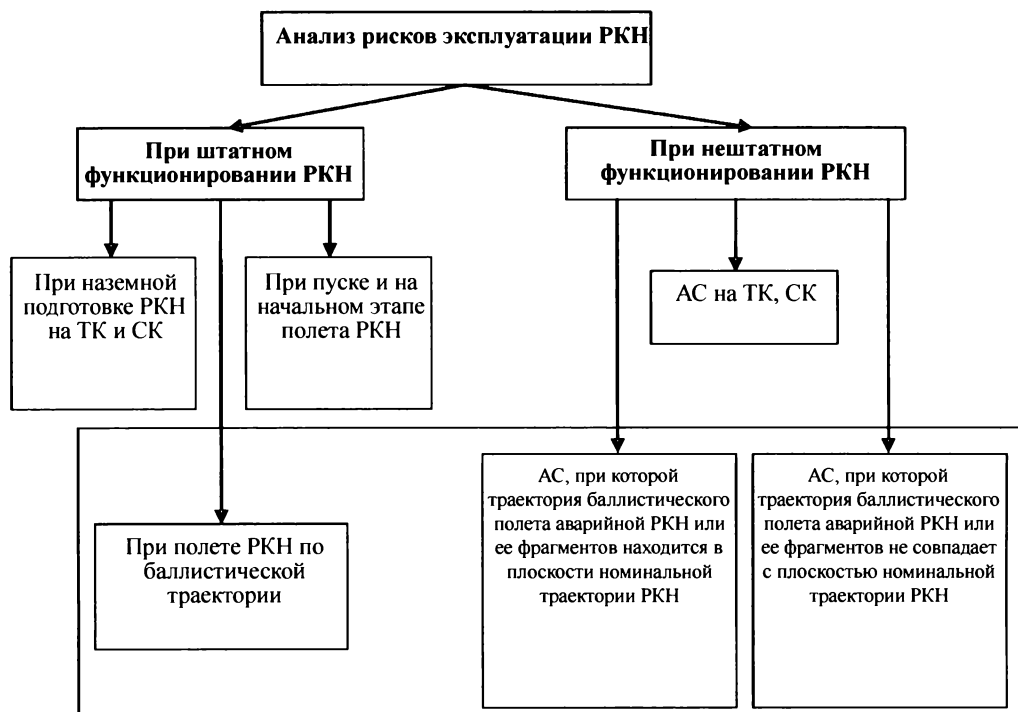


Рис. 1. Процесс анализа рисков

8. Анализ динамики отделения/падения ступеней (головного обтекателя) РН.

Следующим этапом является *количественный анализ* рисков эксплуатации РКН, который целесообразно проводить в соответствии с рис. 1.

Полный риск эксплуатации РКН может быть оценен математическим ожиданием ущерба при ее эксплуатации

$$R = R_a + R_{ш} = \sum_{i=1}^{n-1} P(B_i) \cdot y_i + P(B_n) \sum_{j=1}^m \bar{y}_{nj}, \quad (7)$$

где R — полный техногенный риск эксплуатации РКН; R_a — риск аварии; $R_{ш}$ — риск при штатной эксплуатации РКН; $P(B_n) \approx 1$ — вероятность причинения ущерба при штатном функционировании; $P(B_i)$ — вероятность причинения ущерба (вреда) при i -м сценарии аварии; y_i — ущерб при i -м сценарии аварии; $\bar{y}_{nj}$ — размер средних ущербов, причиняемых объектам СК и ТК или сторонним объектам при штатной эксплуатации РКН. К основным из них относятся затраты на ремонтно-восстановительные работы, платы за загрязнение окружающей среды и др.

Оценка риска при штатной эксплуатации РКН. Риск штатной эксплуатации РКН состоит из риска при наземной подготовке РКН на ТК и СК и

риска при штатном полете РКН по номинальной траектории, падении ОЧ РКН по баллистической траектории в штатные районы падения и определяется выражением

$$R_{\text{ш}} = R_{\text{н.п}} + R_{\text{пол}}, \quad (8)$$

где $R_{\text{н.п}}$ — риск при наземной подготовке РКН на ТК и СК к пуску; $R_{\text{пол}}$ — риск при штатном пуске и полете РКН.

Оценка риска при наземной подготовке РКН на ТК и СК:

$$R_{\text{н.п}} = \sum P(A_i) \cdot y_{Ai}, \quad (9)$$

где $P(A_i) \approx 1$ — вероятность причинения ущерба при наземной подготовке РКН на ТК и СК; y_{Ai} — размер средних ущербов, причиняемых объектам СК и ТК или сторонним объектам при штатной подготовке РКН. К основным из них относятся затраты на ремонтно-восстановительные работы, платы за загрязнение окружающей среды и др.

Оценка риска при штатном полете РКН. Риск при штатном полете РКН по трассе полета и падении ОЧ в РП может выражаться как в материальных затратах (платы за загрязнение окружающей среды, за закрытие морских/воздушных путей, за восстановительные работы в районах падения и др.), так и числом пострадавших в случае падения отработавших элементов РН на населенные территории.

Экономический риск при штатном полете РКН по трассе полета и падении ОЧ в РП выражается следующим выражением:

$$R_{\text{пол}} = \sum P(B_i) \cdot y_{Bi}, \quad (10)$$

где $P(B_i) \approx 1$ — вероятность причинения ущерба при штатном полете и падении ОЧ РН в отведенные районы падения; y_{Bi} — размер средних ущербов, причиняемых объектам СК, сторонним объектам, территориям районов падения при штатном пуске, полете и падении ОЧ.

Оценка риска возможного нанесения вреда населению будет представлена ниже.

Оценка риска при нештатной эксплуатации РКН. Для оценки риска возникновения АС при подготовке РКН на ТК и СК необходимо знать график всех работ, численность задействованного на каждой операции персонала, зону и степень поражения при возникновении i -го отказа, приводящего к АС. Выражение для оценки риска имеет следующий вид:

$$R = \sum_{j=1}^n P(C_j) \cdot y_j = \sum_{j=1}^n P(C_j) \frac{N_j}{S_j}. \quad (11)$$

Здесь $P(C_j)$ — вероятность возникновения аварийной ситуации при выполнении j -й операции при подготовке РКН на СК,

$$P(C_j) = \sum_{i=1}^n P_i, \quad (12)$$

где P_i — вероятность возникновения отказа в работе элемента/системы (при воздействии внешних или внутренних факторов работы систем), приводящего к возникновению АС; N_j — численность персонала, задействованного в j -й операции, а также число людей, находящихся в зоне поражения S_j ; S_j — площадь зоны поражения при возникновении АС.

Оценка риска при возникновении АС РКН, приводящих к разрушению СК. Аварии РКН, приводящие к разрушению СК, могут возникать при пуске РКН и в процессе полета до 30-й секунды полета, когда РКН прекращает вертикальный полет и уходит от объектов СК. На этапе качественного анализа для простоты расчетов необходимо определить системы/элементы, отказы которых наиболее вероятны и приводят к развитию данного вида АС. Например, из российского опыта эксплуатации ракетной техники наиболее вероятными отказами, приводящими к авариям РКН на первых секундах полета, являются отказы следующих систем: отказ двигательной установки (ДУ) I ступени РКН; отказ системы управления РКН.

При проведении пуска РКН весь рабочий и обслуживающий персонал эвакуируется в безопасную зону, поэтому для данного случая развития аварии риск будет оцениваться экономическими потерями и определяться по формуле:

$$R_{A1} = y_i \cdot \Sigma P(C_{i1}), \quad (13)$$

где $P(C_{i1})$ — вероятность возникновения отказа i -й системы, приводящей к возникновению аварийной ситуации и разрушению СК. Определить АС, приводящие к разрушению СК, и вероятность их возникновения можно по результатам анализа нештатных и аварийных ситуаций на этапе выполнения качественного анализа риска; y_i — затраты на восстановление СК, экономические убытки от невыполнения полетного задания и потери РКН и КА в случае возникновения i -й АС.

Оценка риска при возникновении АС РКН по трассе после 30-й секунды полета. Для случая аварии РКН при полете после 30 секунды полета возможны следующие АС:

- АС, при которых траектория баллистического полета аварийной РКН или ее фрагментов находится в плоскости номинальной траектории РКН;
- АС, при которых траектория баллистического полета аварийной РКН или ее фрагментов не совпадает с плоскостью номинальной траектории РКН.

Основными причинами возникновения данной АС могут быть: отказ ДУ РКН; отказ рулевых приводов; отказ СУ РКН.

Отказы других систем, как, например, разрушение топливных баков, считаются маловероятными и поэтому не рассматриваются.

Для случая аварии РКН по трассе полета формулу для оценки риска можно заменить на следующее выражение, где величина ущерба от аварии измеряется численностью пострадавших:

$$R_{A2} = \Sigma P(D_i) \cdot y_i = \Sigma [P_{РНj} P_A] \cdot A_P / A \cdot N_i, \quad (14)$$

где A_P — площадь зоны поверхности Земли, в которую попадает РКН (или ее фрагменты) с условной вероятностью P_A (величины P_A и A_P связаны между собой функциональной зависимостью); N — численность населения рассматриваемого региона; A — площадь рассматриваемого региона; $P_{РНj}$ — вероятность возникновения отказа рассматриваемого случая (в качестве $P_{РНj}$ могут рассматриваться оценки $P_{шт.фун.}$, $\Delta P_{АС1i}$ или $\Delta P_{АС2i}$).

При наличии системы прерывания полета (СПП) в данное выражение следует добавить вероятность отказа СПП ($1 - P_{FTS}$), где P_{FTS} — вероятность безотказной работы СПП.

Расчет условной вероятности поражения наземного объекта в случае аварийного или штатного падения отделяющихся частей РКН. Для определения условной вероятности падения ОЧ РКН в какую-то населенную территорию (область D) предлагается следующий подход:

1. Траектория полета РКН (рис. 2) условно разбивается на временные интервалы ($i = 1, 2, 3, \dots, n$), для каждого из которых определяется вероятность возникновения аварийной ситуации ($P_{РНj}$), координаты и размеры района падения аварийной РКН ($m_{xi}, \sigma_{xi}, m_{yi}, \sigma_{yi}$).

2. Для каждого временного интервала возникновения АС РКН определяется вероятность попадания ОЧ РН в данную область P_i .

В зависимости от размеров исследуемой области для определения вероятности попадания в нее ОЧ РН можно применить следующие два метода.

1. Если размеры исследуемой области невелики по сравнению со средними квадратичными отклонениями (СКО) — не превышают $0,5 \dots 1$ СКО в направлении соответствующих осей, то вероятность попадания в эту область может быть вычислена следующим образом.

Рассмотрим на плоскости XOY малую область произвольной формы. Размеры этой области невелики по сравнению с вероятными отклонениями (рис. 3).



Рис. 2. Траектория полета РКН

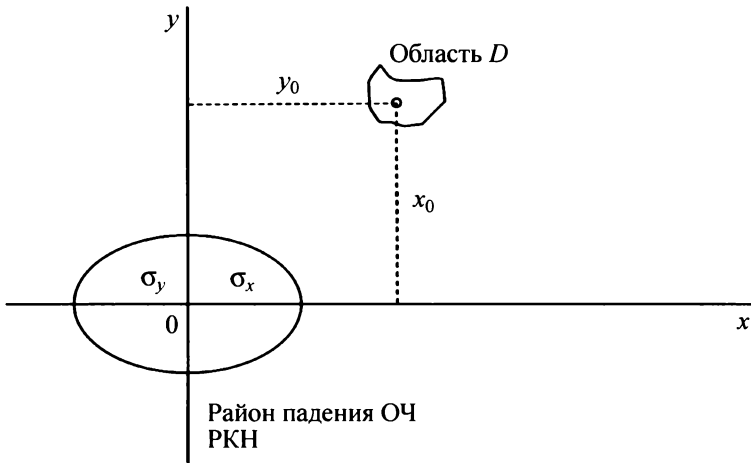


Рис. 3. Пример исследуемой области произвольной формы и район падения ОЧ РКН

Разброс точек падения ОЧ РКН подчиняется нормальному закону распределения

$$f(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} e^{-\frac{(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2} - \frac{(y-m_y)^2}{2\sigma_y^2}} \quad (15)$$

Вероятность попадания случайной точки в произвольную область D

$$P((X, Y) \in D) = \iint_{(D)} f(x, y) dx dy. \quad (16)$$

Применяя к интегралу теорему о среднем значении, получим

$$P((X, Y) \in D) = f(x_0, y_0) \iint_{(D)} dx dy = f(x_0, y_0) \cdot S_D, \quad (17)$$

где x_0, y_0 — координаты некоторой точки внутри области D ; S_D — площадь области D .

Совместим систему координат XOY с центром района падения (см. рис. 3), тогда математические ожидания m_x и m_y равны нулю и выражение для вероятности попадания ОЧ РН в область D примет вид

$$P((X, Y) \in D) = \frac{S_D}{2\pi\sigma_x\sigma_y} e^{-\frac{x_0^2}{2\sigma_x^2} - \frac{y_0^2}{2\sigma_y^2}}, \quad (18)$$

где σ_x, σ_y определяются из анализа динамики отделения/падения ступеней РКН, створок головного обтекателя РКН.

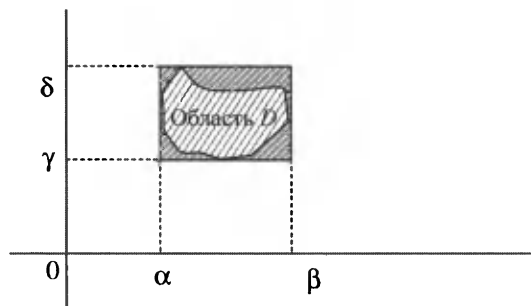


Рис. 4. Пример исследуемой области, вписанной в прямоугольник

2. Если размеры исследуемой области соизмеримы со средними квадратичными отклонениями (превышают СКО в направлении соответствующих осей), вероятность попадания в эту область определяется следующим образом.

Для упрощения вычислений исследуемую область удобно вписать в прямоугольник, как показано на рис. 4.

Вероятность попадания случайной точки в прямоугольную область D :

$$P((X, Y) \in D) = \iint\limits_{(D)} f(x, y) dx dy. \quad (19)$$

С учетом (15) определяется вероятность попадания ОЧ РКН в прямоугольную область D :

$$P((X, Y) \in D) = \int\limits_{\alpha}^{\beta} \int\limits_{\gamma}^{\delta} f(x, y) dx dy = \int\limits_{\alpha}^{\beta} \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2\sigma_x^2}} dx \int\limits_{\gamma}^{\delta} \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{y^2}{2\sigma_y^2}} dy. \quad (20)$$

Используя функцию нормального распределения:

$$\Phi^*(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int\limits_{-\infty}^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt, \text{ где } t = \frac{x}{\sigma_x},$$

получим выражение для определения вероятности:

$$P((X, Y) \in D) = \left[\Phi^*\left(\frac{\beta}{\sigma_x}\right) - \Phi^*\left(\frac{\alpha}{\sigma_x}\right) \right] \left[\Phi^*\left(\frac{\delta}{\sigma_y}\right) - \Phi^*\left(\frac{\gamma}{\sigma_y}\right) \right]. \quad (21)$$

Выводы: 1. Приведены общие положения по методологии управления, анализа и оценки рисков ущерба при штатной и нештатной эксплуатации РН.

2. Наибольшую сложность оценки рисков представляет проведение качественного анализа (анализ опасностей, аварийных/нештатных ситуаций, анализ функционирования систем/элементов РКН, экономический анализ и т.д.), а также определение вероятности возникновения АС и оценка величины ущербов от их возникновения.

3. Управление риском (если оценка его величины превышает допустимое значение) заключается в принятии соответствующих мер по уменьшению риска, например:

при наземной подготовке РКН на ТК и СК:

- сократить численность обслуживающего персонала;
- в случае проведения нескольких операций одновременно — разнести их по времени;

- повысить надежность элементов/систем;
- оборудовать рабочие места средствами защиты и др.;

на участке полета РКН:

- повысить надежность систем/элементов;
- выбрать соответствующую номинальную траекторию полета РКН;
- разработать специальные аварийные циклограммы функционирования РКН для снижения тяжести последствий аварийных ситуаций;

- ввести в конструкцию различные формы избыточности (структурной, функциональной, по ресурсу, по числу включений), рациональное резервирование элементов и узлов;

- создать систему безопасности ракеты-носителя;
- создать систему прерывания полета;
- разработать специальные конструктивно-технологические и технические решения, а также комплекс организационно-технических мероприятий по обеспечению экологической безопасности и др.

4. Приведенные в статье положения и методические подходы применительно к оценке рисков могут быть использованы в работах по созданию российских ракетных комплексов, а также в работах российских предприятий по созданию РКН, реализуемых в рамках международных космических программ.

Список литературы

1. Кузнецов А.А. Надежность конструкции баллистических ракет. М.: Машиностроение, 1978. 256 с.

2. Бирюков Г.П., Кукушкин Ю.Ф., Торпачев А.В. Основы обеспечения надежности и безопасности стартовых комплексов. М.: Изд-во МАИ, 2002. 264 с.

3. Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов: Учеб. пособие для авиационных вузов. М.: Высшая школа, 1975. 293 с.

4. Белов П.Г. Теоретические основы системной инженерии безопасности. Киев: КМУ ГА. 1997. 426 с.

5. Методические указания по проведению анализа риска опасных производственных объектов (РД 03-418-01). Сер. 03. Вып. 10. М.: ГУП «НТЦ «Промышленная безопасность» Госгортехнадзора России, 2001. 60 с.

Надежность ракет-носителей

В.Ф. Нагавкин, В.Н. Мельников

Современный этап развития отечественных средств выведения характеризуется вводом в эксплуатацию модернизированных ракет-носителей (РН) на базе изделий «Протон» и «Союз», использованием РН легкого класса на основе конверсируемых баллистических ракет и интенсификацией работ по созданию перспективного семейства ракет. Модернизация РН предусматривает переход на современные системы управления, повышение энергомассовых характеристик и надежности РН, а также снижение вредных экологических издержек вследствие их использования. Похожие проблемы решаются специалистами других стран, участвующих в предоставлении услуг по доставке на орбиту космических аппаратов различного назначения.

Надежность РН характеризуется следующими показателями: $P(\tau_{\Pi})$ — вероятность подготовки РН к пуску за время τ_{Π} , не превышающее заданное; P_6 — вероятность безаварийного полета РН до отделения космической головной части.

Отличительными особенностями РН, определяющими требования к обеспечению надежности при проектировании, экспериментальной отработке, летных испытаниях и эксплуатации, являются:

- автоматический полет ракеты на участке выведения с момента запуска и до момента отделения космической головной части;
- одноразовое использование каждого образца ракеты, связанное с утратой материальной части в процессе применения;
- комплексное воздействие на РН и ее системы эксплуатационных факторов, в том числе вибрационных, акустических, ударных и температурных нагрузок, скачкообразной перегрузки и знакопеременных изгибающих моментов;
- использование в конструкции РН высокой степени теплонапряженных нерезервированных двигательных установок;
- сравнительно небольшое по длительности время функционирования систем РН при подготовке и в полете;
- повышенные требования к безопасности применения РН, связанные с риском экологических издержек и угрозой нанесения ущерба жизни и здоровью обслуживающего персонала и населения, проживающего вдоль трассы полета;
- высокая стоимость выводимых полезных нагрузок коммерческого и научно-исследовательского назначения;
- использование РН для решения приоритетных задач по исследованию и освоению космического пространства;
- длительный (до нескольких десятков лет) срок использования принятого в эксплуатацию типа РН с перспективой морального старения применяемых конструкционных материалов и комплектующих элементов.

Эти особенности, с одной стороны, определяют предъявляемые заказчиком требования к величине показателей надежности $P(\tau_{\Pi})$ и P_6 , а с дру-

гой — являются основой для разработки организационно-технических мероприятий, обеспечивающих их выполнение. Перечень таких мероприятий определяет содержание программы обеспечения надежности — ПОН. Формируя требования к величине показателей РН, заказчик исходит из оценки эффективности применения заказываемого средства выведения для реализации определенной космической программы. При этом зачастую предъявляются завышенные требования, в особенности в отношении показателя P_6 .

Переход на новые экономические взаимоотношения выдвигает перед разработчиком необходимость рассмотрения предъявляемых требований по надежности не только с позиций их технической осуществимости, но и возможности их реализации при выделяемом финансировании и в заданные сроки создания РН. На практике нормативная величина показателя надежности устанавливается в пределах интервала значений 0,985...0,995.

Реалистическая основа правомерности требований по величине показателя P_6 может быть определена на основе ее сопоставления с достигнутыми значениями этого показателя для ракет предшествующих разработок с учетом преемственности оборудования, применяемого в конструкции разрабатываемой РН.

Для находящихся в эксплуатации РН оценка надежности проводится, как правило, по всей совокупности пусков ракеты от начала летных испытаний (ЛИ). Это обстоятельство связано с тем, что интерес представляет не только значение показателя надежности, достигнутое к некоторому моменту, но и динамика его изменения в ходе ЛИ. Изменение надежности РН в ходе летных испытаний может быть представлено ступенчатой функцией роста показателя P_6 :

$$P_6 = P_0 + \sum_{i=1}^{i=k} \Delta P_i, \quad (1)$$

где P_0 — показатель безотказности РН, характеризующий уровень надежности РН на момент начала ЛИ; ΔP_i — увеличение показателя безотказности после i -й доработки; k — число доработок РН в процессе пусков, приводящее к повышению надежности.

На практике в качестве аппроксимирующей математической модели роста надежности в ходе n пусков используется зависимость

$$P_6 = 1 - (1 - P_0)\exp(-\alpha n), \quad (2)$$

где α — параметр, характеризующий темп летной отработки.

Алгоритм расчета показателя надежности РН по результатам пусков включает:

- представление информации по результатам N пусков последовательно в виде единиц (успех) и нулей (отказ) в хронологическом порядке пусков;

- разбиение полученной последовательности на интервалы, на которых предполагается, что надежность РН остается неизменной;
- вычисление оценок надежности на интервалах: точечной (по формуле непосредственного подсчета вероятностей для альтернативных событий) и нижней интервальной оценки (по статистическим таблицам для биномиального распределения);
- присвоение каждой оценке надежности на интервале сквозного (от начала ЛИ) номера пуска n , соответствующего концу интервала.

Рассматривая далее величины оценок надежности P_6 на интервалах в качестве результатов эксперимента при соответствующих значениях фактора n , методом наименьших квадратов определяются оценки для параметров P_0 и α , после чего по уравнению (2) рассчитывается значение показателя надежности на момент последнего пуска ($n = N$). Вычисленные по мере наращивания пусков значения P_6 представляют кривую, описывающую динамику изменения оценок надежности ракеты за исследуемый период.

В рассмотренной процедуре разбиение последовательности результатов пусков на интервалы ввиду неопределенности моментов изменения надежности РН осуществляется различными способами в зависимости от цели проводимого расчета. Зависимость (2) впервые была предложена для анализа процесса летной отработки сотрудником ЦНИИмаш Б.И. Праховым в 1970 г. для проведения сопоставительного анализа изменения надежности различных типов РН в ходе ЛИ. При этом было использовано разбиение последовательности на равные интервалы по 10 пусков. В дальнейшем зависимость (2) применялась для оценки надежности РН «Протон». В этом случае было принято следующее разбиение: каждый интервал включает в себя все успешные пуски и последующие отказы до первого успешного пуска после отказов; если последний интервал не содержит отказов, то он объединяется с предыдущим. Начальный этап применения РН характеризуется пониженным значением показателя надежности по сравнению с более поздними пусками. Несмотря на то, что по результатам наземной отработки расчетная оценка надежности, как правило, соответствует величине, определенной в техническом задании на разработку РН, на практике всегда имеет место ее снижение при переходе к ЛИ по следующим причинам:

- 1) экспериментальная отработка РН проводится на фрагментах материальной части;
- 2) испытания систем РН не обеспечиваются комплексным воздействием всех эксплуатационных факторов;
- 3) установленный порядок создания ракетно-космической техники нарушается вследствие различного рода обстоятельств.

При согласовании требований к величинам показателей надежности в ТЗ на РН разработчик исходит из технической возможности их достижения, а также достаточности финансовых средств и времени на реализацию мероприятий программы обеспечения надежности. Компромиссное решение между заказчиком и разработчиком принимается по ре-

результатам исследования надежности систем и агрегатов проектируемой ракеты и, в первую очередь, надежности предполагаемых к использованию ракетных двигателей. При этом различаются следующие степени преемственности конструкции агрегатов и систем: новая разработка, модернизация, модификация и заимствование. Результаты анализа по каждому исследуемому варианту РН представляются в виде приведенной ниже таблицы данных по надежности. Интегральная оценка надежности РН определяется расчетным методом по структурной схеме надежности ракеты.

Система	Преемственность	Доля отказа
1. Конструкция	Модификация	$0,022 \times 0,15 \times 0,5$
2. Средства разделения	Модификация	$0,022 \times 0,15 \times 0,5$
3. Двигатель I ступени	Заимствован	$0,022 \times 0,35 \times 0,5$
4. Двигатель II ступени	Заимствован	$0,022 \times 0,35 \times 0,3$
5. Двигатель III ступени	Заимствован	$0,022 \times 0,35 \times 0,1$
6. ПГСР	Модификация	$0,022 \times 0,35 \times 0,1$
7. Рулевые приводы	Заимствованы	$0,022 \times 0,5 \times 0,3$
8. СУ	Новая разработка	$0,15 \times 0,5 \times 0,7$
Суммарное значение		$q = 0,067$
Примечание: ПГСР — пневмогидросистема подачи компонентов топлива в двигательную установку; СУ — система управления.		

Важным моментом при проектировании РН является разработка требований по надежности основных систем ракеты (нормирование надежности) и включение этих требований в ТЗ на разработку смежным предприятиям. При этом указываются:

- перечень и значения показателей надежности;
- ресурс и срок службы;
- требования к отказоустойчивости, проведению анализа возможных отказов и определению критичных элементов;
- требования по контролю пригодности и ремонтпригодности, а также технологическому прогону перед установкой оборудования на борт РН;
- указания на применяемые стандарты по надежности;
- требования к разработке программных документов по надежности и испытаниям, к порядку подтверждения и отчетности по выполнению требований ТЗ, программ обеспечения надежности, безопасности (ПОБ) и комплексной программы экспериментальной отработки (КПЭО).

Потребный ресурс $R_{тр}$ оборудования ракеты устанавливается из расчета его наработки у изготовителя, при хранении, подготовке к пуску и полете РН. К моменту пуска ракеты ее оборудование должно иметь наработку, не

превышающую 50% от его общего ресурса, а остаточный предполетный ресурс после всех операций по подготовке должен в полтора раза превышать потребную наработку данного оборудования по программе полета. Параметр α [см. (2)] определяется как соотношение

$$\alpha = (R_1 + R_2)/R_3, \quad (3)$$

где R_1 — наработка оборудования при заводских контрольных операциях; R_2 — наработка оборудования при наземной эксплуатации; R_3 — наработка оборудования по программе полета).

Требования к ресурсу $R_{\text{тр}}$ оборудования ракеты обеспечиваются, если выполняется одно из следующих неравенств:

если $\alpha > 1,5$, то $R_{\text{тр}} \geq 2\alpha R_3$;

если $\alpha \leq 1,5$, то $R_{\text{тр}} \geq (\alpha + 1,5)R_3$.

Учитывая, что РН при эксплуатации являются потенциальными источниками пожарной, взрывной, криогенной, химической и токсичной опасностей, особое внимание при проектировании РН уделяется анализу видов, последствий и критичности отказов (АВПКО) ее оборудования. АВПКО осуществляется по двум направлениям. С одной стороны, выясняется устойчивость конструкции к одному или двум отказам оборудования, а с другой — определяются коэффициенты запаса для элементов конструкции, работоспособность которых характеризуется соотношением «нагрузка—прочность». К критичным элементам конструкции относится то оборудование, для которого единичный отказ не парируется в процессе подготовки и полета ракеты или запас его прочности к эксплуатационным воздействиям ниже нормативного требования. Важным условием качественного проведения АВПКО служит методическое обеспечение и квалифицированное сопровождение сотрудниками отдела надежности процедуры проведения анализа, выполняемого конструкторскими подразделениями. Цель АВПКО — выявить наиболее значимые виды отказа оборудования, требующие принятия специальных мер по их предупреждению. Значимость последствий отказа определяется соотношением величины ущерба и вероятности его возникновения на практике. Результатом анализа является перечень критичных элементов с указанием критичного параметра, подлежащего специальному контролю при изготовлении, испытаниях и эксплуатации.

К критичным параметрам могут быть отнесены конструктивные размеры, значения выходных параметров (характеристик), технологические процессы изготовления или подготовки ракеты к пуску и другие ограничения, соблюдение которых будет способствовать безотказной работе оборудования. В период 1980–1983 гг. авторами совместно с группой сотрудников в инициативном порядке проводилась разработка диалоговой системы АВПКО для объектов ракетно-космической техники. К сожалению, эти работы не были доведены до конца. Начавшееся в стране преодоление кризисных явлений позволяет надеяться на продолжение работ в этом исключительно важном направлении.

Для радиоэлектронного оборудования перед установкой на борт ракеты должен быть предусмотрен технологический прогон в условиях воздействия вибрационных, ударных и тепловых нагрузок. Этот прогон может проводиться как на предприятии—поставщике оборудования, так и непосредственно перед сборкой РН. Длительность прогона под нагрузкой должна соответствовать времени функционирования оборудования в полете. Критерием полноты запланированного в КПЭО объема испытаний является покрытие видами испытаний совокупности технических требований, характеризующих работоспособность ракеты, ее систем и оборудования. Любое отступление от верификации требований посредством испытаний должно быть обосновано теоретическими расчетами и другой доказательной документацией.

Объем испытаний будет достаточным, если оценка надежности, полученная расчетно-экспериментальным методом с учетом всех видов проведенных испытаний, соответствует заданным требованиям по надежности РН.

В новых условиях финансово-экономической деятельности предприятий ПОН и КПЭО приобретают особое значение, так как являются наряду со сквозным планом создания изделия основополагающими документами, определяющими потребное финансирование работ по созданию ракеты. Выполнение мероприятий, предусмотренных данными документами, является основой для закрытия очередного этапа работ и их оплаты заказчиком. Это обстоятельство требует от руководства предприятия непосредственного участия в разработке этих документов и постоянного контроля их выполнения. В создании данных программных документов должны принимать активное участие финансово-экономические службы предприятия. Все планируемые мероприятия ПОН и КПЭО должны быть технически обоснованы с позиции их необходимости, экономически обусловлены и финансово обеспечены. То же касается любой корректировки этих документов. Графики проведения экспериментальных работ и другие плановые документы по созданию РН являются вторичными по отношению к этим документам и должны в первую очередь быть сориентированы на выполнение предусмотренных в них мероприятий. В итоговом отчете излагаются обобщенные результаты испытаний опытных образцов и макетов, дается оценка полноты выполнения мероприятий ПОН и КПЭО. Далее:

- приводятся сведения по отказам и доработкам, имевшим место в процессе отработки систем и оборудования ракеты, и мероприятия по их устранению;
- приводится оценка надежности и достаточности мер по обеспечению безопасности эксплуатации ракеты;
- констатируется факт завершения проектных и экспериментальных работ в объеме, достаточном для перехода к летным испытаниям, и указывается перечень замечаний, подлежащих устранению до пуска ракеты, а также другие сроки устранения недостатков;
- формулируется заключение о допуске РН к началу ЛИ в составе ракетно-космического комплекса, допуск может быть безусловным или при определенных условиях, если имеют место ограничения на запуск.

Этап летных испытаний РН в составе ракетно-космического комплекса является завершающим в создании ракеты. На этом этапе осуществляется отработка наземного цикла эксплуатации ракеты от момента ее отгрузки на заводе-изготовителе до пуска, а также проведение летных испытаний конструкции РН. Наземная эксплуатация включает следующие основные технологические операции. Во-первых, это транспортировка РН на космодром, проведение монтажно-сборочных работ и контрольных проверок систем ракеты на техническом комплексе. Во-вторых, это доставка ракеты на стартовый комплекс, установка на пусковое устройство, заправка и слив компонентов топлива, проведение предпусковых операций. В-третьих, это нахождение ракеты в различных степенях готовности к пуску, а также перевод ее из определенной готовности в более высокую или более низкую.

Собственно летные испытания — пуски РН — имеют своей целью:

- проверку работоспособности систем и оборудования ракеты в условиях старта и полета, а также проверку правильности конструктивно-схемных решений и расчетов, принятых при разработке РН;
- проверку выполнения требований ТЗ, касающихся энергомассовых и летно-технических характеристик РН;
- отработку ракеты до приемлемого уровня надежности.

Летные испытания РН проводятся в составе ракетно-космического комплекса по программе его государственных испытаний. На проведение летных испытаний обычно выделяется порядка десяти опытных образцов ракеты. Пусков такого числа ракет бывает достаточно для получения статистических данных по значениям эксплуатационных, летно-технических и энергомассовых характеристик. Однако в части оценки показателя P_6 вопрос зачастую остается открытым. В случае, если все запланированные пуски были успешными, то факт выполнения требований по надежности решается по согласованию с заказчиком расчетно-экспериментальным методом с привлечением дополнительной априорной информации. Если же в процессе летных испытаний имеют место аварийные пуски, то всякая априорная информация заказчиком отбрасывается и речь идет о подтверждении надежности только по результатам пусков РН.

Как показывает практика, начальный момент летных испытаний характеризуется повышенным риском аварийного исхода первых пусков. Вопрос о моменте перехода в процессе ЛИ к выполнению целевых программ — запуску космических аппаратов и модулей орбитальных станций — остается открытым на протяжении всей полувековой истории ракетно-космической техники. Вопрос о целесообразном переходе в процессе ЛИ к целевым пускам может быть решен с помощью прогностических моделей изменения надежности. В качестве наиболее простой модели обратимся к рассмотренной выше экспоненциальной зависимости (2).

Данные по отказам различных типов РН в период летных испытаний и в процессе их эксплуатации являются той статистической базой, на основе которой строится прогноз в отношении величины показателя P_0 . Данные по отказам систем, приведшим к авариям РН в полете в период до 2000 г., приведены ниже.

Распределение отказов по типам изделий:

Серийные	2,2%
Опытные	15%

Распределение отказов по системам:

Система управления	50...55%
Двигательная установка	30...35%
Конструкция	10...20%

В среднем надежность опытных РН приблизительно соответствует 0,85, а ракет, находящихся в эксплуатации, — 0,978.

Значение параметра P_0 может быть получено синтезом оценок надежности систем РН с учетом их новизны, исходя из приведенных выше данных, на основе следующих посылок. Риск отказа q_i любой системы РН, приведший к аварии РН в полете, определяется его долей в суммарной оценке вероятности отказа ракеты по результатам N пусков. Отсюда вероятность Q отказа РН рассчитывается как

$$Q = \left(\sum_{i=1}^{i=s} m_i \right) / N, \quad (4)$$

где m_i — число отказов i -й системы из s , входящих в состав РН.

Структура формирования оценки вероятности отказа для трехуровневой системы «ракета — система ракеты — элемент системы» может быть представлена в виде графа. Вероятность q_p аварии ракеты по причине отказа некоторого элемента ее системы рассчитывается как произведение промежуточных долей, определяемых по дугам графа для данного вида оборудования:

$$q_p = q_i q_j q_k, \quad (5)$$

где q_i, q_j, q_k — доли вероятности в отказе в зависимости от новизны разработки i , вида системы j , принадлежности элемента k .

Интегральная величина аварийного исхода пуска РН определяется суммированием вероятностей отказа по всем n элементам, входящим в состав систем РН:

$$Q = \sum_{p=1}^{p=n} q_p, \quad (6)$$

и, соответственно, прогнозируемое значение

$$P_0 = 1 - Q. \quad (7)$$

Данная величина является альтернативой оценке показателя безотказности ракеты в полете, полученной расчетно-экспериментальным методом по результатам проектирования ракеты и наземных лабораторно-стендовых ис-

пытаний опытных образцов. Она может быть интерпретирована как прогноз в отношении шансов на успех при первом пуске РН, основанном на преимущественности примененного оборудования и статистике летных испытаний предшествующих типов ракет.

Параметр α в модели роста (2) определяется анализом данных о темпах летной отработки предшествующих типов РН. Темп летной отработки характеризуется увеличением среднего числа успешных пусков между смежными отказами РН.

Для каждого i -го интервала текущее значение показателя безотказности P_{6i} вычислялось по формуле непосредственного подсчета вероятностей для альтернативных событий, содержащих один отказ в конце интервала из n_i успешных пусков. Расчет параметров модели P_0 и α проводился для начального пакета из десяти следующих друг за другом интервалов. На следующем шаге расчета пакет смещался на один интервал вправо. Для каждого пакета вычисления значений P_0 и α проводились дважды с привязкой расчетной величины показателя P_6 на интервалах к начальному и конечному значениям сквозных номеров пусков, соответствующих данному интервалу. Такой подход позволяет построить две зависимости: первую $\alpha' = f(P_0)$ для прогнозирования момента достижения уровня надежности P_{6i} (начало интервала), а вторую для момента статистического подтверждения этого уровня — $\alpha'' = f(P_0)$ (конец интервала).

Прогнозирование величины показателя безотказности РН по мере наращивания числа пусков, в том числе и определение моментов (числа пусков) достижения и подтверждения заданных требований по надежности, сводится к следующей процедуре.

1. Определяется степень преимущественности (новизны) основных систем и оборудования ракеты.

2. На основе статистических данных строится диаграмма распределения долей риска по элементам конструкции в виде графа (см. рисунок) в зависимости от новизны конструкции, вида системы и ее оборудования.

3. По диаграмме распределения долей риска рассчитывается суммарная величина риска и, соответственно, значение P_0 .

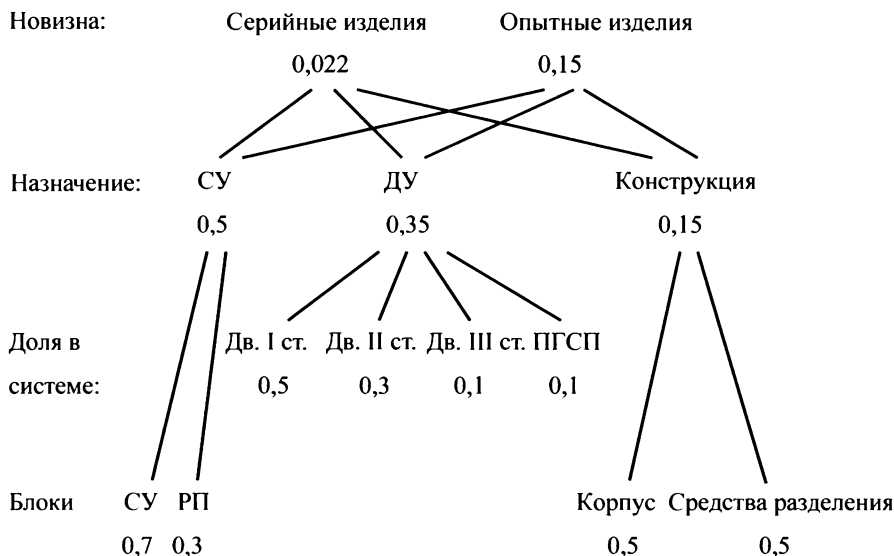
4. Для найденной величины P_0 определяется значение $\alpha(P_0)$.

5. По формуле (2) вычисляется значение показателя P_1 для значения $n = 1$ и определяется новое значение $\alpha(P_1)$.

6. Дальнейшие вычисления проводятся последовательно по мере наращивания номера пуска. То есть предполагается рекуррентный метод расчета через изменение параметров экспоненциальной модели с использованием формулы (2). При этом каждое последующее прогнозируемое значение показателя безотказности РН в полете определяется через его предыдущее значение по формуле

$$P_{n+1} = 1 - (1 - P_n)e^{-\alpha(P_n)}. \quad (8)$$

7. Вычисления продолжаются до момента выполнения соотношения $P_n \geq P_{\text{тр}}$.



Граф распределения вероятности отказов q систем РН для периода полета в зависимости от новизны системы, ее назначения и доли распределения отказа внутри системы:
Дв. — двигатель; ст. — ступень

Прогноз, составленный на основе зависимости $\alpha' = f(P_0)$, может быть использован для обоснования объема летных испытаний РН и определения момента перехода к ее штатной эксплуатации. Для модернизации РН «Протон», осуществляемой путем замены элементной базы системы управления и улучшения ее энергомассовых характеристик, прогнозируемое значение числа пусков, потребное для достижения уровня надежности 0,98 при начальном значении $P_0 = 0,937$, составляет по расчетам по данной методике не более 10 ракет.

На практике затраты на пуски РН в ходе ЛИ представляются неэффективными, если ракета не используется для выведения космических аппаратов различного назначения. Однако применение неотработанной ракеты для этих целей связано с повышенным риском. Серьезные потери, имевшие место в истории летных испытаний отечественных и зарубежных РН, вызывают необходимость обоснованного подхода к принятию решения о порядке проведения ЛИ.

Задача оценки эффективности использования ресурсов и снижения потерь при совмещении этапа летных испытаний с целевыми пусками РН может быть решена методом теории оптимальных статистических решений. Решение будет статистически оптимальным в случае, если при его реализации достигается минимум функционала риска:

$$\rho = \int_{\Omega} L(\omega, g) dP(\omega), \quad (9)$$

где ρ — риск, связанный с затратами некоторых ресурсов; g — решение из множества возможных решений G ; Ω — множество исходов испыта-

ний $\omega \in \Omega$; $L(\omega, g)$ — функция затрат ресурсов в случае принятия решения g и исхода испытаний ω ; $P(\omega)$ — вероятностное распределение на множестве Ω .

Для случая летных испытаний РН множество исходов Ω в каждом пуске содержит два противоположных события: успех ($\omega = 1$) или отказ ($\omega = 0$). Соответствующее вероятностное распределение имеет вид:

$$P(\omega) = \begin{cases} P_i, & \text{если } \omega = 1; \\ 1 - P_i, & \text{если } \omega = 0. \end{cases} \quad (10)$$

Множество возможных решений G задается рядом натуральных чисел, определяющих порядковый номер пуска РН, с которого начинается выполнение целевой программы. Для дискретного процесса пусков РН функционал (9) из интегральной формы преобразуется в суммирование затрат по исходам n пусков:

$$\rho = \sum_{i=1}^{i=n} [L(1, g)P_i + L(0, g)(1 - P_i)]. \quad (11)$$

Соотношение (11) определяет средние затраты ресурсов в процессе летной отработки. Первый член в выражении (11) обозначает величину средних эффективно вложенных средств, а второй — риск потерь. Например, для случая совмещения летных испытаний с программой по выведению орбитальной группировки, состоящей из M космических аппаратов, затраты ресурсов могут иметь стоимостное выражение и функция затрат может быть представлена в следующем виде:

$$L(\omega, g) = \begin{cases} C_{РН}, & \text{если } i < g; \\ C_{РН}(1 + \eta), & \text{если } i \geq g, \end{cases} \quad (12)$$

где $C_{РН}$ — стоимость РН и услуг по ее пуску; $\eta = C_{КА}/C_{РН}$ — относительная стоимость КА и затрат по его подготовке к запуску по сравнению со стоимостью пуска РН; i — порядковый номер пуска; g — номер пуска, определяющий момент перехода к целевым запускам КА.

Полагая, что начиная с некоторого номера $i = g$ запуски КА проводятся до тех пор, пока не будет выведена группировка из M спутников, и что этот результат в среднем будет достигнут на момент N пуска, имеем следующее выражение для средних затрат:

$$\rho_c = C_{РН}(g - 1) + C_{РН}(1 + \eta)(N - g + 1). \quad (13)$$

Первое слагаемое определяет стоимостные затраты на «холостые» пуски РН, а второе — затраты по пуску РН с КА, израсходованные в ходе целевых пусков. При этом затраты на «холостые» пуски РН линейно возрастают по мере проведения ЛИ; в то же время в зависимости от момента пере-

хода к применению РН для запусков КА затраты на выполнение целевой программы снижаются, что объясняется более высоким начальным уровнем надежности РН при ее выполнении. Оптимальное решение g_{opt} может быть получено методом статистического моделирования исходов пусков РН в ходе ЛИ. Расчеты показывают, что в реальном диапазоне значений P_0 , равном 0,6...0,9, и α , равном 0,03...0,06, принятие решения в отношении совмещения ЛИ с использованием опытных образцов ракет для целевого выведения КА целесообразно для случаев, когда значение коэффициента η близко к 1. Если же стоимость полезной нагрузки превышает стоимость РН более чем в пять раз, то целесообразно завершить летную отработку РН (возможно, с использованием макетов КА), а затем использовать ее для выведения дорогостоящих КА, например, модулей орбитальных космических станций. Следует также отметить, что область принятия оптимального решения на основании минимума суммарных затрат имеет слабо выраженный вогнутый характер книзу. Этим объясняется интуитивное стремление разработчика под давлением обстоятельств принимать решения, отличные от оптимального. Однако необходимо помнить, что решения, постоянно принимаемые на основании оптимальных средних оценок, в перспективе ведут к получению положительного эффекта в отношении снижения затрат и общей экономии ресурсов.

Задача принятия рационального решения в отношении порядка проведения ЛИ может быть рассмотрена в более широком диапазоне с учетом прибыли, получаемой в результате оказания коммерческой услуги, издержек, связанных с аварийными последствиями при запуске КА, а также страхового взноса и величины страховой премии в случае страхования пуска. Страхование пусков может существенно повлиять на выбор рационального решения по порядку проведения ЛИ.

На настоящий момент перед теорией и практикой надежности ракетной техники стоят следующие основные задачи. Во-первых, это поддержание установленного ранее на основе многолетнего опыта порядка обеспечения надежности РН при проектировании, экспериментальной отработке и ЛИ. Во-вторых, пересмотр нормативной базы по надежности в направлении учета новых экономических условий. Особое внимание должно быть уделено качественному анализу надежности проектируемых РН, а также вносимых в конструкцию изменений, в части выявления устойчивости конструкции к отказу ее элементов. В этом направлении необходимо возобновить работы по созданию под руководством головного института отрасли автоматизированной диалоговой системы АВПКО. В-третьих, необходимо возобновить работу по созданию соответствующей базы статистических данных по отказам и неисправностям оборудования РН. Это позволит своевременно проводить предупредительные профилактические мероприятия по обеспечению надежности РН, а также вырабатывать рациональные решения в отношении порядка их создания и ввода в эксплуатацию. В-четвертых, головным предприятиям отрасли целесообразно по опыту работы Минобщемаша ввести в практику периодические инспекции смежных предприятий в части проверки соблюдения требований нормативной доку-

ментации по надежности. Данные инспекции могут быть совмещены с инспекциями по качеству. И, наконец, сохранение инженерных и научных кадров, забота о продвижении и их подготовке являются тем фундаментом, который лежит в основе прогресса и обеспечения надежности ракетно-космической техники.

Список литературы

1. **Уманский С.П.** Ракеты-носители. Космодромы. М.: Изд-во Рестарт+. 2001. 216 с.
2. **Мозжорин Ю.А.** Так это было. Мемуары. Изд-е ЦНИИмаш. 2000. 567 с.
3. **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.
4. **Нагавкин В.Ф., Каулин В.С.** Оценка надежности систем по результатам отработки // В сб. «Надежность изделий и их систем». Кн. 2. Изд-е ЦНИИмаш. 1980.
5. **Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А.** Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 246 с.
6. **Медведев А.А., Нагавкин В.Ф.** Обеспечение высокой надежности ракет-носителей // Двойные технологии. М., 1999. № 4. С. 34–38.
7. **Киселев А.И., Медведев А.А., Нагавкин В.Ф.** Модульный принцип создания семейства ракет-носителей как стратегия наземной отработки в новых экономических условиях // Вестник Московского авиационного института. М., 1999. Т. 6. № 1. С. 24–28.
8. **Нагавкин В.Ф., Мельников В.Н.** Диалоговая система анализа отказов // Надежность и контроль качества. 1994. № 3.

Определение параметров собственной атмосферы в отсеках космических аппаратов

И.Н. Каракотин, А.С. Кудинов

При проектировании новых космических аппаратов крайне важно рассмотреть все факторы, влияющие на надежность и работоспособность приборов и систем КА на орбите. Для спутников с негерметичным исполнением корпуса — это, в первую очередь, воздействие на аппаратуру и системы собственной атмосферы космического аппарата, возникающей снаружи и внутри КА и существующей весь срок функционирования на орбите.

Причинами формирования собственной атмосферы — среды вокруг и внутри негерметичного КА, отличающейся по своим параметрам от окружающего космического вакуума, — являются процессы, связанные с работой электрореактивных двигателей (ЭРД) и с процессами газовыделения (дегазации, сублимации, десорбции) с поверхности материалов и покрытий, находящихся в условиях вакуума.

При работе электрореактивных двигателей КА на базе стационарных плазменных двигателей (СПД) из разрядной камеры со скоростью порядка 20 км/с истекает сильно расширенная струя ионизированного рабочего тела — газа ксенон. Она формирует составную часть собственной атмосферы, воздействие которой на КА проявляется в следующем:

- тепловое воздействие на элементы конструкции, попадающие в поле струи;
- создание возмущающих сил и моментов при воздействии струи на крупные выносные элементы (солнечные батареи, антенны);
- эрозия поверхности солнечных батарей и терморегулирующих покрытий и осаждение на них материалов разрядной камеры СПД, что приводит к загрязнению, изменению оптических свойств и ухудшению характеристик солнечных батарей;
- проникновение ионизированных частиц струи внутрь КА, приводящее к нарушениям работы бортовой аппаратуры, чувствительной к такому воздействию.

Вторая составляющая собственной атмосферы связана с явлением десорбции — выделением газов из негерметизированных поверхностей КА в условиях вакуума. Она включает в себя следующие факторы:

- повышенное давление внутри негерметичных отсеков КА, что грозит появлением дуговых разрядов при работе высоковольтной ретрансляционной аппаратуры и выходом ее из строя;
- повышенное давление снаружи КА, что накладывает ограничения на циклограмму включения электрореактивных двигателей;
- загрязнение поверхностей КА при осаждении на них продуктов десорбции материалов, которое особенно велико в первые месяцы его функционирования на орбите.

В рамках данной статьи остановимся на рассмотрении вопроса об определении давления собственной атмосферы внутри отсеков КА, от величины которого напрямую зависит работоспособность бортового ретрансляционного комплекса (БРТК), т.е. модуля полезной нагрузки, и аппаратуры преобразования и управления (АПУ), отвечающей за коррекцию орбиты и ориентацию КА.

Повышенное давление внутри КА создается за счет газовыделения с поверхностей конструкционных материалов и приборов, достигая при давлении внешнего вакуума 10^{-13} мм рт.ст. значений в диапазоне $10^{-4} \dots 10^{-8}$ мм рт.ст. Давление внутри КА монотонно снижается с увеличением времени нахождения на орбите, за исключением периодов, когда происходит включение аппаратуры, сопровождающееся резким повышением давления почти на порядок. Повышение давления является следствием увеличения газовыделения с поверхности работающей аппаратуры из-за ее разогрева, что влечет за собой увеличение давления внутри всего объема КА.

Аппаратура БРТК и АПУ во время функционирования имеет ограничения по максимальному давлению 10^{-5} и 10^{-4} мм рт.ст. соответственно. Это обеспечивает отсутствие электрических пробоев при работе высоковольтных цепей. Для сброса давления из объема КА предусматривается специальный дренажный тракт (рис. 1), выполненный в виде лабиринта в целях защиты от проникновения внутрь плазмы от работающих ЭРД.

При решении задачи определения давления внутри КА пришлось столкнуться с тем, что нет методики определения параметров собственной атмосферы, в частности давления при функционировании КА на орбите. Поэтому была разработана методика расчета с учетом газовыделения материалов, входящих в состав КА.

Давление внутри КА определяется суммарной интенсивностью газовыделения аппаратуры, расположенной в данном объеме, газовыделением элементов конструкции, а также площадью проходного сечения и коэффициентом проводимости дренажного тракта. Отражение от стенок тракта принимается диффузным. Коэффициент проводимости (коэффициент Клаузинга) — отношение числа молекул, попавших на вход тракта, к числу молекул, прошедших его и покинувших КА. Он определялся методом Монте-Карло путем моделирования прохождения через дренажный тракт 200 000 молекул и составил 0,26.

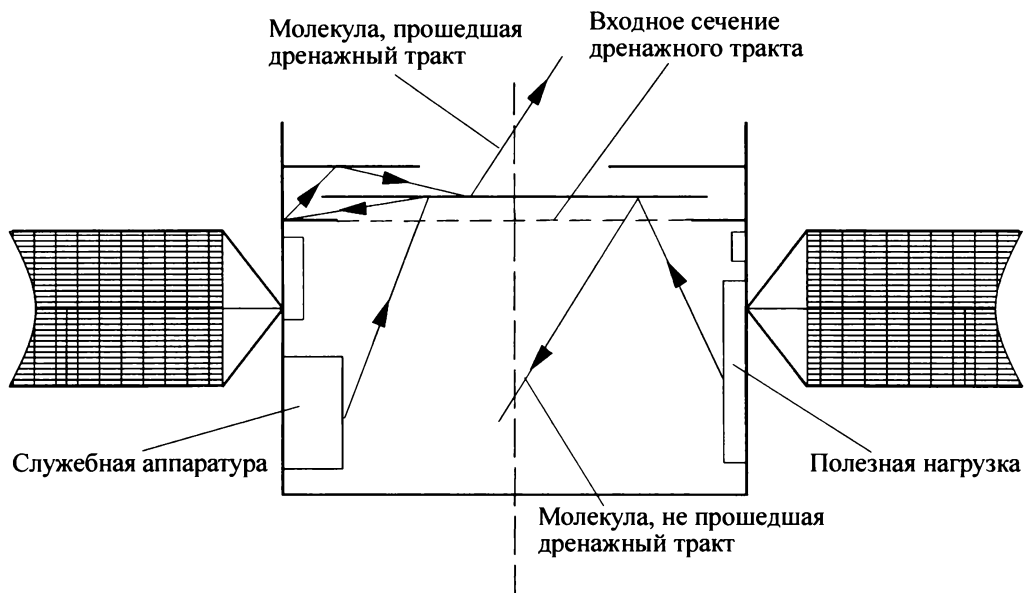


Рис. 1. Схема дренажного тракта КА

На рис. 1 показана схема для определения коэффициента Клаузинга.

Задача определения давления в объеме КА рассматривается в квазистационарной постановке, газ принимается идеальным с постоянной температурой, соответствующей температуре поверхности внутри КА. Такой подход подтвержден точным решением для данных расходов. Тогда массовый расход $m_{гв}$, вызванный газовыделением с поверхностей, равен массовому расходу $m_{ист}$ газа, истекающего через дренажное отверстие в окружающее пространство за время t .

Величина $m_{гв}$ запишется в виде

$$m_{гв} = (\sum I_i S_i) t, \quad (1)$$

где I_i — скорость газовыделения с данной поверхности; S_i — площадь поверхности газовыделения.

Величина $m_{ист}$ запишется в виде

$$m_{ист} = \frac{FK}{\sqrt{2\pi R}} \left(\frac{p_2}{\sqrt{T_2}} - \frac{p_1}{\sqrt{T_1}} \right) t, \quad (2)$$

где p_1 — давление в окружающем КА пространстве; T_1 — температура окружающего КА пространства; p_2 — давление внутри КА; T_2 — температура внутри КА; F — площадь дренажного отверстия; K — коэффициент Клаузинга дренажного отверстия (отношение числа молекул, прошедших дренажный тракт, к общему числу молекул, попавших в дренажный

тракт из объема); $R = Ru / \mu$ — газовая постоянная среды (отношение универсальной газовой постоянной к молекулярной массе газа).

Приравнявая массовые расходы, вызванные газовой выделением с поверхности и истечением из КА, можно получить выражение для давления внутри КА:

$$p_2 = \frac{\sum I_i S_i \sqrt{2\pi RT}}{FK} + \frac{p_1 \sqrt{T_1}}{\sqrt{T_2}}. \quad (3)$$

Из этого уравнения видно, что давление внутри КА не зависит от внутреннего объема и определяется интенсивностью газовой выделением, площадью поверхности газовой выделением, размерами и проводимостью дренажного тракта. Интенсивность газовой выделением с поверхности приборов АПУ и БРТК сильно зависит от активности аппаратуры — газовой выделением с поверхности прибора во включенном состоянии превышает аналогичную величину для выключенного прибора, в среднем, в 15 раз.

Основной проблемой при расчете давления внутри КА является отсутствие данных по характеристикам газовой выделением материалов приборов в условиях космоса во включенном и выключенном состояниях. Поэтому для контроля параметров собственной атмосферы внутри и снаружи КА при ЛКИ применялся датчик давления собственной атмосферы инверсно-магнитронного типа (рис. 2) СКДСА «Лиана». По результатам проведенных измерений впервые были получены данные по давлению собственной атмосферы внутри КА на всех режимах функционирования в процессе выведения в точку

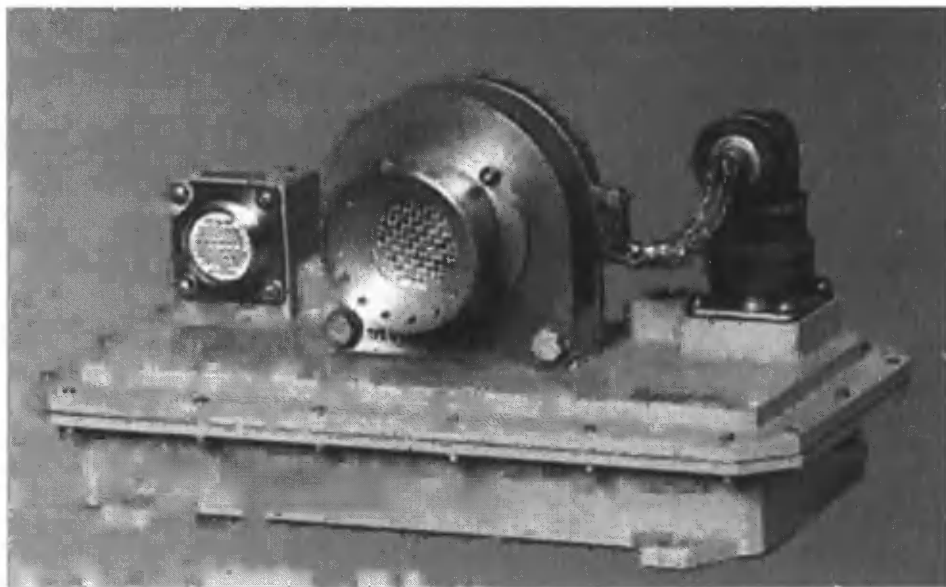


Рис. 2. Датчик давления собственной атмосферы

стояния на ГСО электрореактивными двигателями и при работе полезной нагрузки в точке стояния. Поскольку отсеки служебной аппаратуры и полезной нагрузки были изолированы друг от друга, то по измеренному давлению с помощью формулы (3) была получена интенсивность газовыделения приборов АПУ и БРТК, т.е. решалась обратная задача. Теперь, зная интенсивность газовыделения приборов, можно определить давление внутри КА, когда служебный отсек и отсек полезной нагрузки не являются изолированными, что соответствует применению силового цилиндра КА из сетчатой углепластиковой конструкции вместо сплошного алюминиевого. В этом случае газовыделение со всех приборов будет суммироваться.

По результатам измерений давления при ЛКИ в процессе выведения в точку стояния было установлено, что каждый раз при включении блоков АПУ для коррекции орбиты давление возрастало до величины 10^{-5} мм рт.ст. — более чем вдвое по сравнению с выключенной АПУ, и эта разница не уменьшалась со временем полета. В процессе включения полезной нагрузки на 34-е сутки полета давление в отсеке ПН возросло более чем в 10 раз, достигнув 10^{-5} мм рт.ст., и спадало до $3 \cdot 10^{-6}$ мм рт.ст. в течение суток.

Результаты, полученные при измерении давления собственной атмосферы, были учтены при расчете ее параметров для новых КА, в которых применена аналогичная служебная аппаратура и БРТК, но есть и целый ряд отличий в конструкции и мощности аппаратуры, что сказывается на уровне давления. Однако существует еще целый ряд задач, для решения которых требуется проведение измерений давления на этих КА. Среди них:

- подтверждение работоспособности новой конструкции дренажного тракта КА;
- определение момента времени для безопасного включения АПУ;
- измерение давления внутри КА непосредственно после отделения от разгонного блока, что позволит подтвердить возможность включения СПД-70 вместо газовых двигателей непосредственно после отделения КА и отказаться от использования газовых двигателей;
- определение времени, необходимого для спада давления до уровня менее 10^{-5} мм рт.ст., после начала работ по включению БРТК, необходимого для безопасного начала подключения стволов, и контроль давления во время «дегазации» стволов БРТК для их безопасного последовательного подключения;
- определение интервала времени, когда работа БРТК одновременно с АПУ не вызовет превышение давления над максимально допустимым.

Полученные экспериментальные данные в целом подтвердили разработанную методику расчета давления собственной атмосферы внутри КА и позволили получить уникальные данные по динамике изменения давления в процессе работы аппаратуры КА.

Список литературы

1. Розанов Л.Н. Вакуумная техника. М.: Высшая школа, 1990. 320 с.
2. Вакуумная техника: Справочник. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.

Определение угла атаки РКН «Протон» с помощью датчиков давления

И.Н. Каракотин, А.В. Новиков

При полете РКН на участках больших скоростных напоров и больших скоростей ветра к системе управления РКН из условий прочности предъявляется требование обеспечить неперевышение заданной величины произведения скоростного напора на угол атаки (скольжения) $q\alpha$ ($q\beta$). Для контроля величин $q\alpha$ и $q\beta$ предлагается способ замера перепада давления на конических частях корпуса летательного аппарата.

Известен способ определения скоростного напора и углов атаки и скольжения ракеты в полете, заключающийся в замере с помощью перепадных датчиков давления значений перепада давления между диаметрально противоположными точками конической части корпуса ракеты, по которым с использованием тарировочной зависимости от числа M полета определяются углы атаки и скольжения. Этот способ используется на американской ракете-носителе системы Шаттл. Там на носке топливного бака установлен биконус, на переднем конусе которого имеется пять отверстий для замера давления. Одно центральное отверстие для измерения полного напора и четыре симметрично расположенных на передней конической части биконуса для измерения перепада давления в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. К этим отверстиям присоединяются три перепадных датчика давления, один из которых — для измерения скоростного напора и два обеспечивают данные для определения углов атаки и скольжения по тарировочным зависимостям с использованием замеренного скоростного напора и числа M .

Однако непосредственный замер перепада давления между диаметрально противоположными точками разделяемого головного обтекателя без применения ненадежных и тяжелых разъемов трубопроводов невозможен. К тому же трубка, проложенная по внутренней поверхности головного обтекателя, получается слишком длинной, что приводит к большим гидравлическим потерям.

Способ, предложенный в ГКНПЦ им. Хруничева, позволяет обойти описанные выше проблемы, возникающие при размещении перепадных датчиков давления на створках головного обтекателя. Кроме того, повышается точность замеров за счет дублирования показаний датчиков.

Суть способа заключается в том, что при использовании разделяемого головного обтекателя на каждой из двух створок устанавливается по два перепадных датчика давления, замеряющих перепад давления между точками в плоскости симметрии каждой створки и точками по их окружности, максимально приближенными к кромкам обтекателя. При этом определение перепадов давления между диаметрально противоположными точками производится путем сложения показателей соответствующих пар датчиков, находящихся на одной или разных створках головного обтекателя.

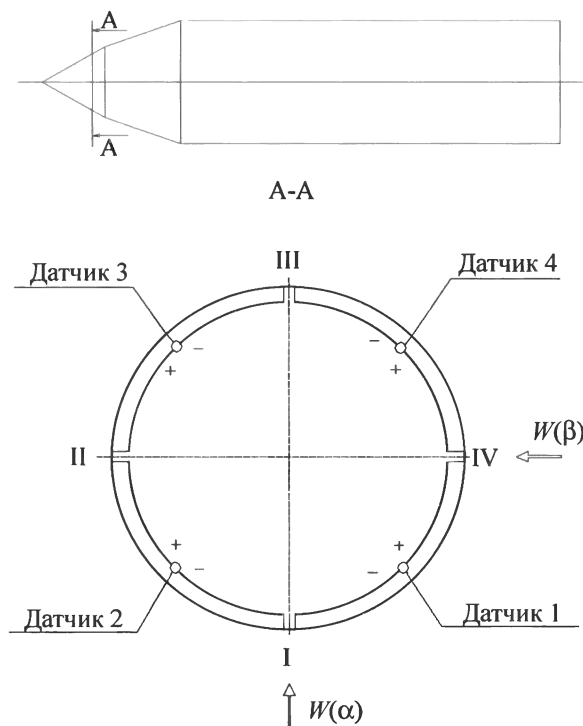


Рис. 1. Схема установки перепадных датчиков

На рис. 1 приведена схема, предлагаемая для реализации описываемого способа. Четыре перепадных датчика давления (1, 2, 3 и 4) установлены попарно на конических частях верхней и нижней (правой и левой) створок головного обтекателя. С помощью трубок датчики соединены с точками замера давления на поверхности головного обтекателя. При этом измеряются перепады давления между точками, лежащими в плоскости симметрии каждой створки, и точками по их окружности, максимально приближенными к кромкам обтекателя, лежащими в плоскости разделения II–IV.

Перепад давления в плоскости I–III, обусловленный наличием у ракеты угла атаки, складывается (с учетом знаков) из показаний двух пар датчиков: 1 + 4 и 2 + 3. Наличие небольшого разрыва между приемниками давления в районе плоскости разделения створок головного обтекателя, вызванное необходимостью размещения замков продольного стыка, может быть учтено введением поправочного коэффициента K . При исправной работе всех датчиков обе суммы должны отличаться только на величину погрешности измерения. Перепад давления в плоскости II–IV, обусловленный наличием у ракеты угла скольжения, складывается из показаний других двух пар датчиков (1 + 2 и 3 + 4).

Результаты испытаний моделей в аэродинамических трубах СН-200 и СН-100 КБ «Салют» показали в диапазоне 8° линейную зависимость углов

атаки и скольжения от перепада давления. Наличие одновременно углов атаки и скольжения дает незначительную перекрестную связь. Коэффициент K , зависящий от отношения расстояния между боковыми точками замера и диаметра контрольного сечения, может быть также определен по результатам испытаний в аэродинамических трубах.

На основании этого величины $q\alpha$ и $q\beta$ могут быть определены по формулам

$$q\alpha = K \frac{\Delta p_4 - \Delta p_1}{C_p^\alpha} \quad \text{или} \quad q\alpha = K \frac{\Delta p_3 - \Delta p_2}{C_p^\alpha};$$

$$q\beta = \frac{\Delta p_1 - \Delta p_2}{C_p^\alpha} \quad \text{или} \quad q\beta = \frac{\Delta p_4 - \Delta p_3}{C_p^\alpha},$$

где Δp_i — перепад давления соответствующего датчика; C_p^α — производная по углу атаки относительно приращения коэффициента давления на конусе, полученная по результатам испытаний в аэродинамических трубах. Величина C_p^α зависит от числа M , которое определяется в зависимости от заранее просчитанной траектории.

Наличие двух пар датчиков позволяет дублировать результаты, что также обеспечивает большую точность и надежность. Если известно изменение величины скоростного напора в полете, то по величинам $q\alpha$ и $q\beta$ можно легко определить углы атаки и скольжения ракеты. В дальнейшем данный способ замера углов атаки и скольжения может быть использован в контуре системы управления ракеты.

На рис. 2...5 приведены результаты определения $q\alpha$ ($q\beta$) и α (β) по двум парам датчиков по описанной методике.

Точность определения углов атаки и скольжения — порядка $0,5...1^\circ$ в зависимости от режима полета. Летные испытания подтвердили, что использование перепадных датчиков давления обеспечивает большую точность из-

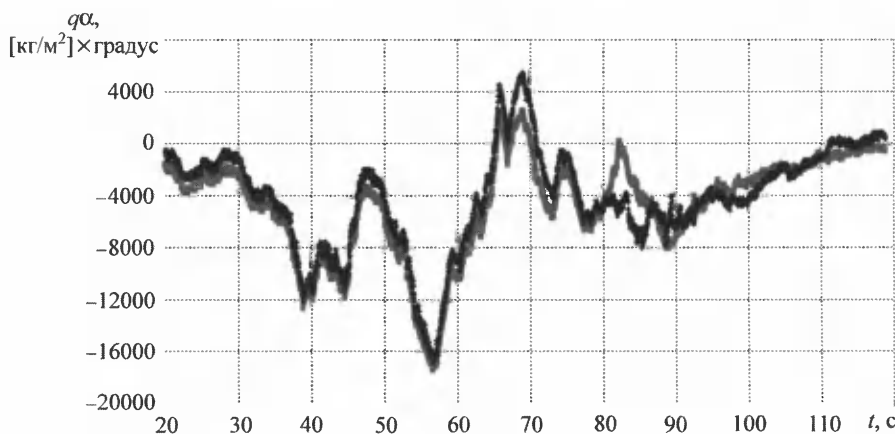


Рис. 2. Экспериментальные данные перепадных датчиков давления для определения угла атаки

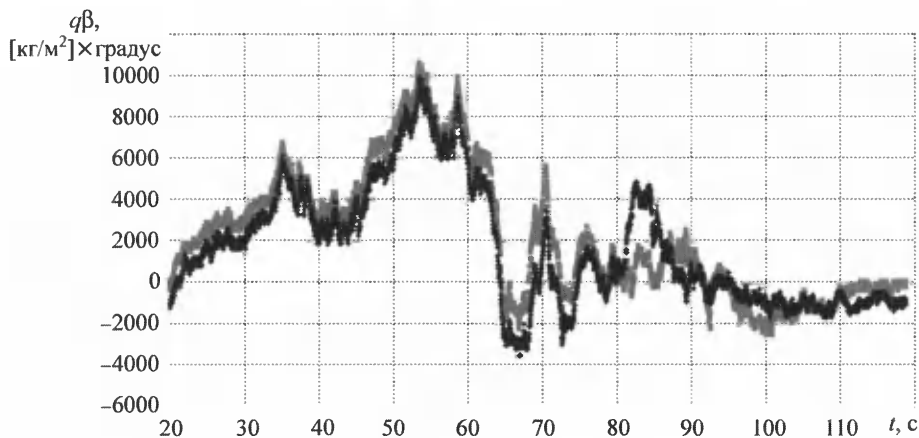


Рис. 3. Экспериментальные данные перепадных датчиков давления для определения угла скольжения

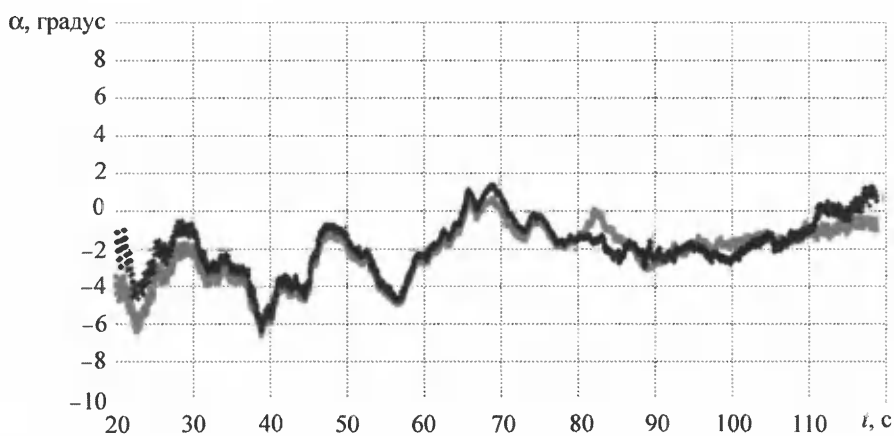


Рис. 4. Изменение угла атаки по времени полета РКН

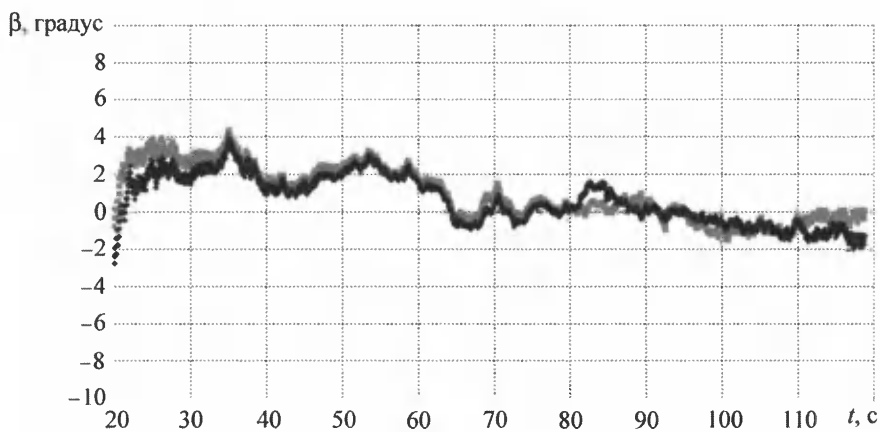


Рис. 5. Изменение угла скольжения по времени полета РКН

мерений по сравнению с разностью показаний абсолютных датчиков давления, использовавшихся ранее.

Погрешность определения параметров $(q\alpha)_{\max}$ и $(q\beta)_{\max}$ не превышает 20%. Она складывается из:

- погрешности определения коэффициента C_p^α ;
- наличия повышенного разрыва между приемниками давления в районе плоскости разделения створок головного обтекателя;
- погрешности определения Δp , которая складывается из погрешности измерения датчиков, демпфирования давления в длинной дренажной трубке, качества заделки и герметичности трубок;
- несоответствия реального числа M расчетному в данный момент времени полета. Учитывая в основном консервативный характер зависимости C_p^α от числа M (или от времени), такое рассогласование вносит малый вклад в ошибку. В настоящее время описанный способ измерения $q\alpha$ используется при пусках РКН «Протон».

Список литературы

1. Закс Н.А. Основы экспериментальной аэродинамики. М: Оборонгиз, 1953. 372 с.
2. Краснов Н.Ф. Прикладная аэродинамика. М: Высшая школа, 1974. 732 с.
3. Мартынов А.К. Экспериментальная аэродинамика. М: Оборонгиз, 1958. 345 с.
4. «Shuttle Performance: Lessons Learned» NACA Conference Publication 2283 / NACA Langley Research Center. Hampton, Virginia, 1983. «Ascent airdata system results from the Space Shuttle flight test Program».

Анализ частотных характеристик математической модели рулевого тракта двигателя

А.Ш. Альтишулер, А.В. Владимиров, В.Д. Володин, С.А. Гришин

При разработке алгоритмов управления движением РКН на участке введения на орбиту разработчику системы управления (СУ) требуется информация о динамических характеристиках РКН и ее систем, в частности о динамике рулевых трактов управления поворотами качающейся части двигателя. Для осесимметричной РКН с одним двигателем существуют два идентичных рулевых тракта — для каналов рыскания и тангажа. Каждый рулевой тракт включает электрогидравлический сервопривод (ЭГС) и упругую подвеску качающейся части двигателя.

Источниками информации о динамических характеристиках рулевого тракта являются расчетные данные и результаты испытаний ЭГС. В данной статье исследуются амплитудно-частотные (АЧХ) и фазо-частотные (ФЧХ) характеристики рулевого тракта, полученные расчетным путем с использованием математической модели рулевого тракта. К достоинствам такого подхода относится возможность исследования свойств рулевого тракта при изменении параметров рулевого тракта и внешних условий в широком диапазоне. В частности, в данной статье исследуется

влияние на частотные характеристики рулевого тракта разбросов массово-инерционных характеристик качающейся части двигателя, жесткостных характеристик подвески двигателя, аэродинамических и инерционных шарнирных моментов, действующих на двигатель, давления питания ЭГС и др.

Полученные «дорожки» изменения частотных характеристик рулевого тракта могут быть использованы разработчиком СУ для разработки и оценки эффективности алгоритмов управления движением РКН.

ЭГС как элемент рулевого тракта является силовым исполнительным органом системы управления и включает электромеханический преобразователь (ЭМП) в качестве управляющего элемента, гидравлический усилитель (ГУ) в качестве усиливающего звена, силовой цилиндр с поршнем в качестве исполнительного механизма ЭГС и механическую позиционную отрицательную обратную связь.

Кроме того, в состав ЭГС входят гидравлический замок (фиксатор) для фиксации положения штока при падении давления в гидросистеме ниже заданного значения и гидравлическое корректирующее устройство (демпфер) для повышения демпфирования ЭГС. Принцип действия ЭГС — электрогидравлический. Схема действия ЭГС — поступательная.

Упругая подвеска качающейся части двигателя характеризуется своими геометрическими параметрами (радиусом качалки), жесткостными характеристиками (жесткостью двигателя в направлении штока ЭГС в местах крепления ЭГС к камере и к раме, механической жесткостью штока ЭГС, гидравлической жесткостью ЭГС, обусловленной сжимаемостью рабочей жидкости, жесткостью сильфонных узлов), массово-инерционными характеристиками (массой и моментом инерции относительно оси вращения качающейся части двигателя), демпфирующими характеристиками (силами сухого и вязкого трения). Кроме того, на упруго подвешенную качающуюся часть двигателя действуют возмущающие силы и моменты: аэродинамические, инерционные, кориолисовы и др.

Построение модели рулевого тракта. Функционирование рулевого тракта включает в себя преобразование командного сигнала на отклонение камеры двигателя $\delta_{\text{ком}}$, вырабатываемого БЦВМ СУ, в угол отклонения качающейся части двигателя δ . Исходная система уравнений, описывающих функционирование рулевого тракта, основана на работах [1, 2]. Эта система уравнений была использована при разработке математической модели рулевого тракта. В связи с тем, что исходные уравнения не разрешены относительно старших производных, для проведения математического моделирования требуется преобразование уравнений к каноническому виду.

Кроме того, для получения приемлемого шага счета исходная система уравнений была упрощена путем отбрасывания и не учета несущественных членов уравнений, что позволило также представить математическую модель в виде наглядной структурной схемы. В частности, при упрощении ис-

ходных уравнений не учитывались постоянная времени вихревых токов якоря ЭМП, массы золотника и поршня, сухое и вязкое трение в золотнике и поршне, зазор в золотнике. Не учитывалась также работа корректирующего устройства. Полученная математическая модель рулевого тракта описывается следующей системой уравнений:

$$i = K_0 \delta_{\text{ком}}; \Delta i = i - K_{0.c} X_{\text{шт}}; a_2 \frac{d^2 X_3}{dt^2} + a_1 \frac{dX_3}{dt} + X_3 = K_{\text{ЭГУ}} \Delta i;$$

$$X_3^* = \begin{cases} 0 & \text{при } |X_3| \leq X_{30}; \\ X_3 - X_{30} \text{sign}(X_3) & \text{при } X_{30} < |X_3| < X_{3\text{max}} + X_{30}; \\ X_{3\text{max}} \text{sign}(X_3) & \text{при } |X_3| \geq X_{3\text{max}} + X_{30}; \end{cases}$$

$$Q^* = K_3 \sqrt{0,5 p_0} X_3^*; \quad Q = Q^* \sqrt{1 - \frac{\Delta p}{p_0} \text{sign} X_3}; \quad \dot{X}_{\text{шт}} = \frac{Q}{A_{\text{п}}};$$

$$\frac{dX_{\text{шт}}}{dt} = \dot{X}_{\text{шт}}; \quad X_{\text{шт}} = \begin{cases} X_{\text{шт}} & \text{при } |X_{\text{шт}}| < X_{\text{шт max}}; \\ X_{\text{шт max}} \text{sign}(X_{\text{шт}}) & \text{при } |X_{\text{шт}}| \geq X_{\text{шт max}}; \end{cases}$$

$$F = \begin{cases} 0, & \text{если } |X_{\text{шт}} - R_{\text{пр}} \delta| \leq \Delta_{\text{л}}; \\ C_{\text{Е}}(X_{\text{шт}} - R_{\text{пр}} \delta - \Delta_{\text{л}} \text{sign}(X_{\text{шт}} - R_{\text{пр}} \delta)), & \text{если } |X_{\text{шт}} - X| > \Delta_{\text{л}}; \end{cases}$$

$$\Delta p = \frac{F}{A_{\text{п}}};$$

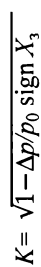
$$\frac{d\delta}{dt} = \dot{\delta};$$

$$I_{\text{д}} \frac{d\dot{\delta}}{dt} = F R_{\text{пр}} - M_{\text{д}}^{\delta} \delta + M_{\text{шаэр}} - M_{\text{д}}^{\dot{\delta}} \dot{\delta} + M_{\text{нсм}} + M_{\text{упр}}.$$

Структурная схема математической модели представлена на рис. 1.

В уравнениях рулевого тракта и на структурной схеме приняты следующие обозначения:

$\delta_{\text{ком}}$ — командный сигнал от системы управления на отклонение камеры двигателя в плоскости установки ЭГС, рад; i — ток управления, А; Δi — рас-
согласование по току, А; X_3 — перемещение золотника, м; X_3^* — расход ра-



81

бочей жидкости, приведенный к перемещению золотника, $\text{м}^3/\text{с}$; Q_3^* — расход рабочей жидкости без учета влияния нагрузки, $\text{м}^3/\text{с}$; Q_3 — расход рабочей жидкости с учетом влияния нагрузки, $\text{м}^3/\text{с}$; $\dot{X}_{\text{шт}}$ — скорость движения штока, $\text{м}/\text{с}$; $X_{\text{шт}}$ — перемещение штока привода, м ; δ — угол отклонения качающейся части двигателя в плоскости установки ЭГС, рад ; $\dot{\delta}$ — угловая скорость отклонения качающейся части двигателя, $\text{рад}/\text{с}$; F — сила, действующая на качающуюся часть двигателя со стороны штока, кгс ; Δp — динамическое давление, $\text{кгс}/\text{м}^2$; $M_{\text{шаэр}}$ — аэродинамический шарнирный момент, $\text{кгс}\cdot\text{м}$; $M_{\text{нсм}}$ — момент, обусловленный асимметрией тяги двигателя, $\text{кгс}\cdot\text{м}$; $M_{\text{упр}}$ — момент, обусловленный инерционными силами и упругими колебаниями конструкции, $\text{кгс}\cdot\text{м}$.

Перечисленные входные, выходные и внутренние сигналы математической модели рулевого тракта являются функциями времени (процессами). Параметрами (коэффициентами) математической модели рулевого тракта являются следующие величины:

K_0 — коэффициент;

$K_{\text{о.с}}$ — коэффициент обратной связи;

$K_{\text{ЭГУ}}$ — коэффициент усиления;

a_2 — квадрат постоянной времени;

a_1 — постоянная времени;

X_{30} — зона нечувствительности;

$X_{3\text{max}}$ — ограничение на ход золотника;

K_3 — коэффициент расхода;

p_0 — давление питания;

$A_{\text{п}}$ — площадь поршня;

$X_{\text{шт max}}$ — ограничение на ход штока;

$R_{\text{пр}}$ — радиус качалки;

$C_{\text{Е}}$ — эквивалентная жесткость;

$\Delta_{\text{л}}$ — величина люфта;

$I_{\text{д}}$ — момент инерции качающейся части двигателя;

$M_{\text{д}}^{\delta}$ — производная шарнирного момента по углу отклонения;

$M_{\text{д}}^{\dot{\delta}}$ — производная шарнирного момента по угловой скорости.

Коэффициенты математической модели являются, вообще говоря, коррелированными случайными величинами. Они зависят от ряда конструктивных параметров ЭГС, двигателя, хвостового отсека РКН, условий эксплуатации и др., именуемых в дальнейшем физическими параметрами, которые уже можно считать независимыми (за исключением параметров C_h и K_{FI}). В частности,

$$K_{\text{ЭГУ}} = \frac{G_{\Delta p} K_{FI} A_{\text{т.з}}}{C_{\text{т.з}} (G_{\Delta p} K_c A_c + C_h)}; \quad a_2 = \frac{C_h T_h T_{\text{ГМ}}}{G_{\Delta p} K_c A_c + C_h};$$

$$a_1 = \frac{C_h (T_h + T_{\text{ГМ}}) + G_{\Delta p} K_c A_c T_F}{G_{\Delta p} K_c A_c + C_h}; \quad K_3 = \mu B_3 \sqrt{\frac{2}{\rho}}; \quad p_0 = p_S - p_R;$$

$$G_{\Delta p} = \frac{4(p_S - p_{\Phi} - 0,5p_K - p_H)(p_H - 0,5p_K - p_R)}{h_m(p_S - p_{\Phi} - p_K - p_R)};$$

$$T_{ГМ} = \frac{(4A_{т.з}^2 + 2K_{сж}V_{т.з}C_{т.з})(p_S - p_{\Phi} - 0,5p_K - p_H)(p_H - 0,5p_K - p_R)}{Q_c C_{т.з}(p_S - p_{\Phi} - p_K - p_R)};$$

$$\frac{1}{C_E} = \frac{1}{C_r} + \frac{1}{C_m} + \frac{1}{C_1} + \frac{1}{C_2}; C_r = \frac{2A_{п}^2}{K_{сж}V_{ц0}}; M_{д}^{\delta} = C_c R_{пр}^2; M_{д}^{\delta} = f_{тр.д} R_{пр}^2.$$

Характерные значения физических параметров представлены в таблице.

Параметр	Наименование	Величина	Размерность
K_0	Коэффициент	0,358125	А/рад
$K_{о.с}$	Коэффициент обратной связи	0,663	А/м
p_S	Давление нагнетания	$215 \times 10^4 \dots 250 \times 10^4$	кгс/м ²
p_R	Давление слива	$3 \times 10^4 \dots 7 \times 10^4$	кгс/м ²
p_{Φ}	Потери давления в фильтре	$3 \times 10^4 \dots 5 \times 10^4$	кгс/м ²
p_K	Потери давления в каналах	$20,8 \times 10^4$	кгс/м ²
p_H	Настраиваемое давление на торцах золотника	$50 \times 10^4 \dots 60 \times 10^4$	кгс/м ²
h_m	Максимальная величина смещения заслонки	$0,0066 \times 10^{-2}$	м
K_{FI}	Коэффициент передачи усилия ЭМП	$0,0274 \times 10^3 \dots 0,0293 \times 10^3$	кгс/А
$A_{т.з}$	Площадь торцев золотника	$0,7854 \times 10^{-4}$	м ²
$C_{т.з}$	Жесткость пружин на торцах золотника	$160 \times 10^2 \dots 290 \times 10^2$	кгс/м
K_c	Коэффициент, учитывающий отношение диаметра торца сопла к диаметру сопла	1,844	1
A_c	Эффективная площадь заслонки	$0,001964 \times 10^{-4}$	м ²
C_h	Механическая жесткость ЭМП	$52,6 \times 10^2 \dots 58,6 \times 10^2$	кгс/м
T_h	Постоянная времени ЭМП	0,0045...0,01	с
$K_{сж}$	Коэффициент сжимаемости рабочей жидкости	$6,2 \times 10^{-9}$	м ² /кгс
$V_{т.з}$	Объем торцевой камеры золотника	$2,5 \times 10^{-6}$	м ³
Q_c	Расход рабочей жидкости через сопло	$7,5 \times 10^{-6}$	м ³ /с
T_F	Постоянная времени ЭМП	0,00165...0,0035	с

Параметр	Наименование	Величина	Размерность
X_{30}	Зона нечувствительности	$0...0,0015 \times 10^{-2}$	м
$X_{3 \max}$	Ограничение на ход золотника	$0,09 \times 10^{-2}$	м
μ	Коэффициент расхода	$0,6...0,8$	л
B_3	Ширина окна золотника	$1,2 \times 10^{-2}$	м
ρ	Плотность рабочей жидкости	$0,84 \times 10^2$	кгс·с ² /м ⁴
$A_{\text{п}}$	Площадь поршня	$47,1 \times 10^{-4}...48 \times 10^{-4}$	м ²
$X_{\text{шт max}}$	Ограничение на ход штока	$7,54 \times 10^{-2}$	м
$R_{\text{пр}}$	Радиус качалки	$53,8 \times 10^{-2}...54,2 \times 10^{-2}$	м
$V_{\text{ц0}}$	Объем полости силового цилиндра при симметричном положении поршня	$475,4 \times 10^{-6}$	м ³
$C_{\text{м}}$	Механическая жесткость ЭГС	130000×10^2	кгс/м
C_1	Жесткость конструкции двигателя в месте крепления к камере в направлении штока ЭГС	$33335 \times 10^2...66670 \times 10^2$	кгс/м
C_2	Жесткость конструкции двигателя в месте крепления к раме в направлении штока ЭГС	$41665 \times 10^2...83330 \times 10^2$	кгс/м
$\Delta_{\text{л}}$	Величина люфта	$0,018 \times 10^{-2}$	м
$I_{\text{д}}$	Момент инерции качающейся части двигателя	$104,0...120,3$	кгс·м·с ²
$C_{\text{с}}$	Жесткость сильфонных узлов	34400	кгс/м
$f_{\text{тр.д}}$	Коэффициент вязкого трения качающейся части двигателя	7370	кгс·м·с/рад

Из таблицы видно, что целый ряд физических параметров, определяющих коэффициенты математической модели, известен с разбросами. Эти разбросы обусловлены:

- технологией изготовления ЭГС и конструкции РКН;
- недостаточным знанием целого ряда характеристик, в том числе жесткостей элементов конструкции упругой подвески двигателя;
- возможностью настройки ЭГС с помощью настраиваемых параметров ЭГС для обеспечения требуемых динамических характеристик рулевого тракта (в частности, настраиваемыми параметрами являются давление на торцах золотника $p_{\text{н}}$ и жесткость пружин на торцах золотника $C_{\text{т.з}}$);
- условиями эксплуатации ЭГС, в частности тягой двигателя, определяющей давление рабочей жидкости на входе в ЭГС.

Методика расчета частотных характеристик. Для получения амплитудно-частотной и фазо-частотной характеристик математической модели рулевого тракта на ее вход подавались синусоидальные входные сигналы вида $\delta_{\text{ком}}(t) = A_{\text{ком}} \sin \omega t$, где $A_{\text{ком}}$ — амплитуда входного сигнала; ω — круговая частота.

Выходными сигналами математической модели являются периодические сигналы $X_{\text{шт}}(t)$ и $\delta(t)$ с периодом $T = \frac{2\pi}{\omega}$. Эти сигналы могут быть

разложены в бесконечные тригонометрические ряды Фурье, например

$$\delta(t) = \frac{1}{2} a_0 + \sum_{k=1}^{\infty} (a_k \cos k\omega t + b_k \sin k\omega t). \text{ Значению } k=1 \text{ соответствует пер-}$$

вая гармоника выходного сигнала $\delta_1(t) = a_1 \cos \omega t + b_1 \sin \omega t$, коэффициен-

ты которой вычисляются по формулам $a_1(\omega) = \frac{2}{T} \int_{-T/2}^{T/2} \delta(t) \cos \omega t dt$; $b_1(\omega) =$

$$= \frac{2}{T} \int_{-T/2}^{T/2} \delta(t) \sin \omega t dt. \text{ Эти интегралы вычислялись численным методом после}$$

выхода модели на установившийся режим движения. Амплитуда и фаза первой гармоники вычисляются следующим образом:

$$A = \sqrt{a_1^2 + b_1^2}; \quad \text{tg} \varphi = \frac{a_1}{b_1}.$$

При изменении частоты значение фазы при необходимости изменялось на величину $n\pi$, $n \in N$ для сохранения непрерывности функции $\varphi(\omega)$. В соответствии с методикой, применяемой при снятии АФЧХ рулевого тракта, амплитуда входного сигнала принималась равной $A_{\text{ком}} = 0,8^\circ$ (что соответствует входному току 5 мА).

В качестве анализируемых выходных величин рассматриваются:

- амплитудно-частотная характеристика $K(\omega) = \frac{A(\omega)}{A_{0,1}}$, где $A_{0,1}$ — амплиту-

да первой гармоники, соответствующая частоте $f = 0,1$ Гц ($f = \frac{\omega}{2\pi}$);

- фазо-частотная характеристика $\varphi(\omega)$. В дальнейшем все приведенные результаты будут относиться к выходному сигналу $\delta(t)$.

Результаты математического моделирования. АФЧХ математической модели рулевого тракта двигателя рассчитывались при различных сочетаниях предельных по абсолютной величине разбросов физических параметров модели, определяющих ее коэффициенты. Число таких сочетаний зависит от числа принятых независимых групп физических параметров, среди которых:

- 1) давление подачи p_S и слива p_R рабочей жидкости ЭГС;
- 2) механическая жесткость ЭМП C_h и коэффициент передачи усилия ЭМП K_{Fl} ;
- 3) постоянные времени ЭМП T_F и T_h ;

- 4) зона нечувствительности золотника X_{30} ;
- 5) коэффициент расхода μ ;
- 6) жесткости конструкции двигателя в местах крепления к камере C_1 и к раме C_2 ;
- 7) момент инерции качающейся части двигателя I_d .

Для параметров первой группы была принята отрицательная корреляция, т.е. максимальному давлению подачи соответствует минимальное давление слива и наоборот, что позволяет получить максимальный диапазон изменения давления питания p_0 . Для параметров второй группы корреляция также отрицательна, что соответствует исходным данным. Для параметров третьей и шестой групп корреляция принята положительной, что усиливает совместное действие разбросов параметров, входящих в соответствующую группу.

После выбора сочетания разбросов параметров проводилась настройка значений жесткости пружин на торцах золотника $C_{т.з}$ и настраиваемого давления на торцах золотника p_n на обеспечение требуемой величины добротности ЭГС, равной $D = 20$ 1/с. Эта процедура, проводимая с математической моделью рулевого тракта при среднем значении давления питания, имитирует реальную предполетную настройку параметров ЭГС на требуемые значения АФЧХ. Отметим, что в большинстве расчетных случаев жесткость пружин на торцах золотника оказалась близкой к максимальной (290 кгс/см), а настраиваемое давление на торцах золотника — близким к минимальному (50 кгс/см²).

Всего для семи независимых групп физических параметров получается $2^7 = 128$ расчетных случаев, для каждого из которых в диапазоне частот от 0 до 12 Гц были построены амплитудно-частотные и фазо-частотные характеристики рулевого тракта. Увеличение диапазона частот сверх 12 Гц нецелесообразно, так как в этом случае начинают проявлять себя малые постоянные времени, отброшенные при разработке математической модели. Построенные АФЧХ представлены на рис. 2 и 3.

Из рис. 2 видно, что подъем амплитудной характеристики может достигать значения $K = 1,4$ на частоте $f \approx 5$ Гц. Такие подъемы наблюдались в доводочных испытаниях ЭГС. При математическом моделировании наибольший амплитудный подъем наблюдается в случае одновременного выполнения следующих условий:

- максимальное давление питания p_0 ;
- максимальное значение коэффициента передачи усилия ЭМП K_{FI} и минимальное значение механической жесткости ЭМП C_h ;
- максимальные значения постоянных времени ЭМП T_F и T_h ;
- минимальная зона нечувствительности золотника X_{30} ;
- максимальное значение коэффициента расхода μ ;
- минимальные жесткости конструкции в местах крепления к камере C_1 и к раме C_2 ;
- максимальный момент инерции качающейся части двигателя I_d .

В то же время из рис. 2 следует, что максимальный подъем основной массы амплитудно-частотных характеристик составляет не более 1,1...1,2, что хорошо согласуется с результатами испытаний ЭГС с двигателем в организации-разработчике двигателя.

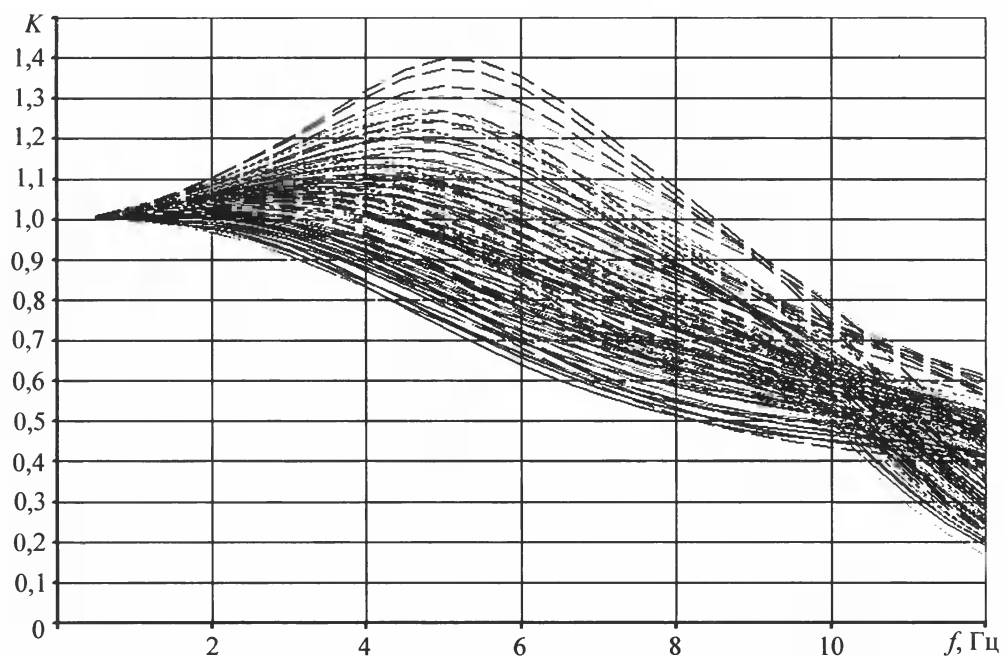


Рис. 2. АЧХ рулевого тракта для 7 независимых групп параметров математической модели

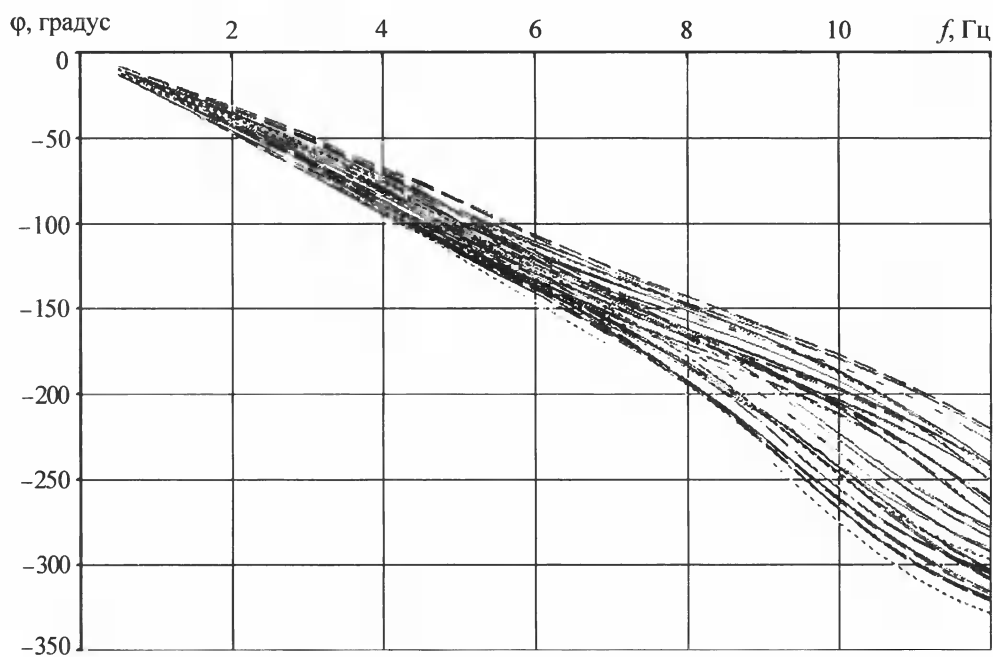


Рис. 3. ФЧХ рулевого тракта для 7 независимых групп параметров математической модели

Наряду с подъемом амплитудной характеристики большое значение для разработчиков СУ движением РКН имеет фазовое запаздывание, создаваемое рулевым трактом в рабочем диапазоне частот 0...3 Гц. Расчет фазовых запаздываний, результаты которого представлены на рис. 3, показывает, что максимальное по абсолютной величине фазовое запаздывание на частоте 2 Гц составляет $\varphi = -48,1^\circ$. Это значение достигается при одновременном выполнении следующих условий:

- минимальное давление питания p_0 ;
- минимальное значение коэффициента передачи усилия ЭМП K_{FI} и максимальное значение механической жесткости ЭМП C_h ;
- максимальные значения постоянных времени ЭМП T_F и T_h ;
- максимальная зона нечувствительности золотника X_{30} ;
- минимальное значение коэффициента расхода μ ;
- минимальные жесткости конструкции в местах крепления к камере C_1 и к раме C_2 ;
- максимальный момент инерции качающейся части двигателя I_d .

Исследование влияния аэродинамического и инерционного шарнирных моментов на АФЧХ. В соответствии с динамической схемой РКН на качающуюся часть двигателя действует аэродинамический шарнирный момент, не превосходящий по абсолютной величине 1400 кгс·м, а в соответствии с техническими условиями на двигатель суммарный шарнирный момент от постоянно действующих сил (от асимметрии тяги) по абсолютной величине не превосходит 449 кгс·м. Приняв гипотезу о пропорциональности аэродинамического шарнирного момента углу отклонения камеры двигателя, получим расчетную формулу для вычисления возмущающего момента $M_{\text{шазр}} + M_{\text{нсм}} = -10027,58 + 449$ [кгс·м] (аэродинамический шарнирный момент 1400 кгс·м соответствует углу отклонения камеры 8°).

Из полученных АФЧХ рулевого тракта с учетом действия шарнирных моментов следует, что шарнирные моменты влияют на АФЧХ незначительно (максимальный подъем амплитудной характеристики составил $K = 1,34$ вместо $K = 1,4$, а максимальное по абсолютной величине фазовое запаздывание на частоте 2 Гц $\varphi = -46,2^\circ$ вместо $\varphi = -48,1^\circ$).

Исследование влияния давления питания ЭГС на АФЧХ. Наряду с работой при номинальном значении тяги двигателя, ЭГС рулевого тракта должна обеспечить управление поворотом камеры двигателя и на режиме конечной ступени тяги (КСТ) при значении пустотной тяги $P = 80$ тс, что составляет примерно 38% от номинального значения пустотной тяги на главной ступени. В соответствии с исходными данными в этом случае давление подачи рабочей жидкости $p_S = 125...165$ кгс/см². В связи с тем, что в проведенных испытаниях АФЧХ ЭГС на режиме КСТ не снимались, большой интерес представляют расчетные АФЧХ, полученные с использованием математической модели рулевого тракта. При моделировании учитывалось, что на режиме «Конечная ступень тяги» (КСТ) по сравнению с режимом «Главная ступень тяги» (ГСТ) жесткость сильфонных узлов и коэффициент вязкого трения качающейся части двигателя снижа-

ются: $C_c = 17\,685$ кгс/м вместо $34\,400$ кгс/м; $f_{тр.д} = 2800$ кгс·м·с/рад вместо 7370 кгс·м·с/рад.

АФЧХ рулевого тракта при работе двигателя на режиме КСТ представлены на рис. 4, 5. При снижении давления уменьшается подъем ампли-

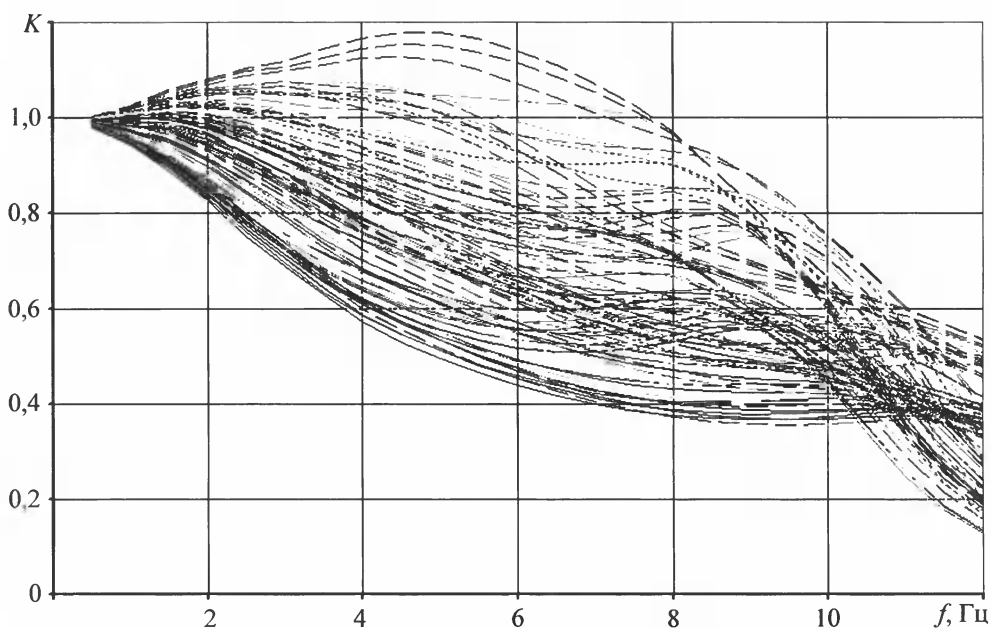


Рис. 4. АЧХ рулевого тракта при режиме КСТ

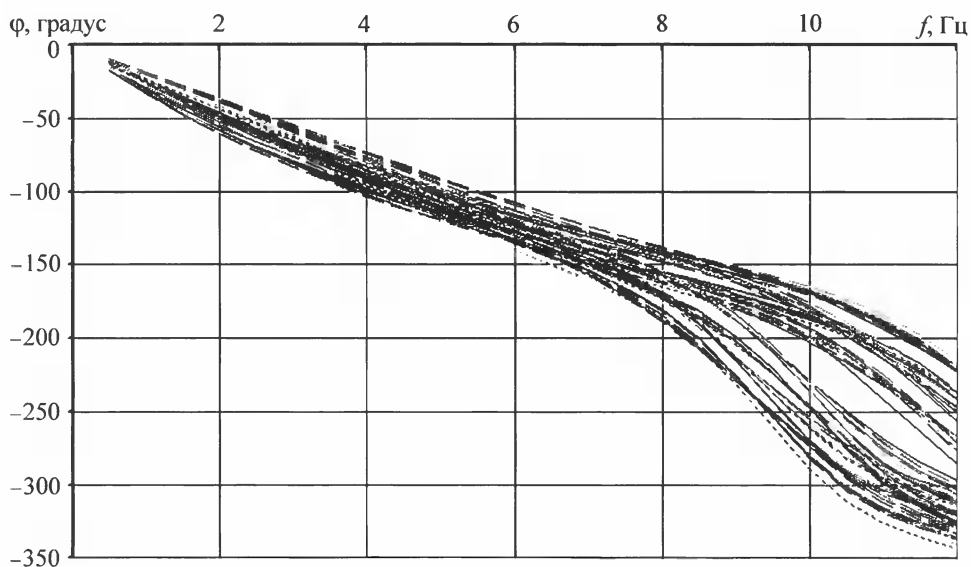


Рис. 5. ФЧХ рулевого тракта при режиме КСТ

тудных характеристик и увеличивается абсолютная величина фазового запаздывания (наибольшее по абсолютной величине фазовое запаздывание на частоте 2 Гц составляет $\varphi = -61,0^\circ$ при допустимых по ТЗ значениях $|\varphi| \leq 55^\circ$).

Исследование влияния амплитуды входного сигнала на АФЧХ. Как известно, АФЧХ линейных систем не зависят от амплитуды входного сигнала. Так как математическая модель рулевого тракта содержит статические и динамические нелинейные звенья, целесообразно изучить влияние амплитуды синусоидального командного сигнала $\delta_{\text{ком}}$, поступающего из БЦВМ СУ. При малых амплитудах входного сигнала сильнее проявляется влияние зоны нечувствительности и люфта, при больших — ограничения по скорости движения штока. На рис. 6, 7 представлены расчетные АФЧХ рулевого тракта при амплитудах входного сигнала $A_{\text{ком}}$, равных $0,2^\circ$ (напомним, что в соответствии с ТЗ на ЭГС амплитуда входного сигнала при экспериментальном снятии АФЧХ принимается $A_{\text{ком}} = 0,8^\circ$). При этом предполагается, что двигатель работает на номинальном режиме тяги, а шарнирные моменты отсутствуют.

В случае малых амплитуд (рис. 6, 7) и в случае больших амплитуд вид АФЧХ значительно отличается от соответствующих АФЧХ для амплитуды входного сигнала $A_{\text{ком}} = 0,8^\circ$. Фазовое запаздывание на частоте 2 Гц по абсолютной величине составляет $60...70^\circ$, кроме того, при малых амплитудах входного сигнала имеет место значительный подъем амплитудной характеристики (до 1,7). По-видимому, это обусловлено значительным отличием выходного сигнала от синусоидального из-за наличия нелинейных звеньев в

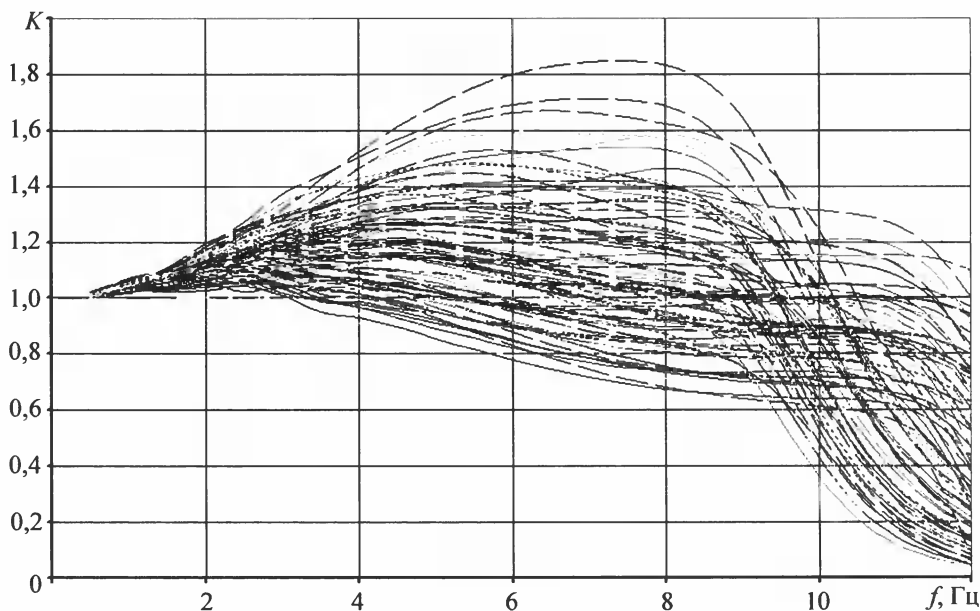


Рис. 6. АЧХ рулевого тракта при амплитуде входного сигнала $0,2^\circ$

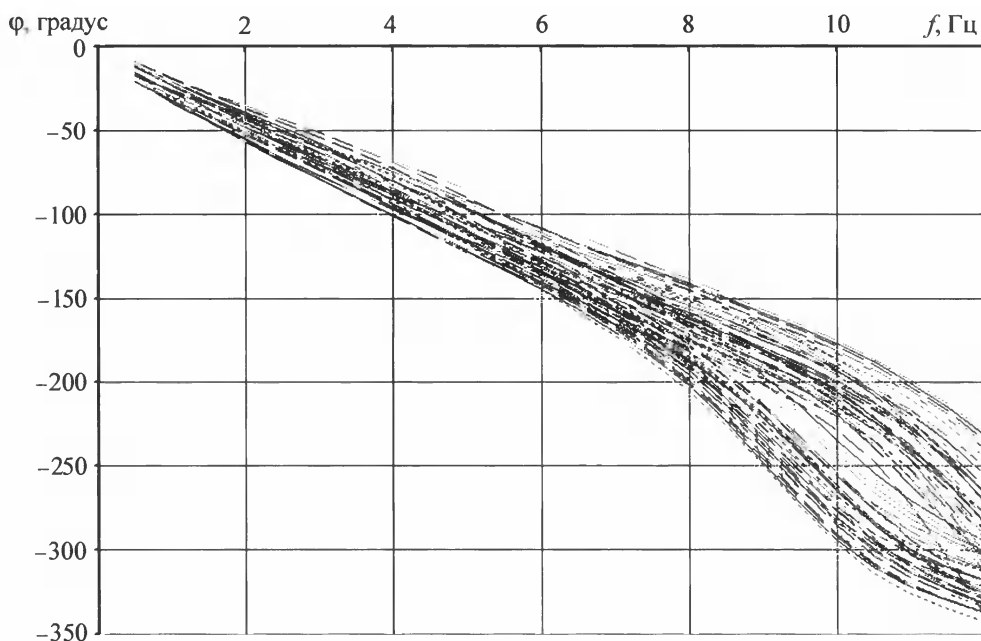


Рис. 7. ФЧХ рулевого тракта при амплитуде входного сигнала $0,2^\circ$

математической модели. Существенная зависимость АФЧХ от амплитуды входного сигнала требует от разработчиков СУ, наряду с частотным анализом, проведения для исследования устойчивости математического моделирования движения РКН во временной области с использованием представленной в данной статье нелинейной модели рулевого тракта.

Параметрическое исследование влияния жесткости подвески двигателя и момента инерции качающейся части двигателя на АФЧХ математической модели рулевого тракта. В связи с тем, что частотные испытания ЭГС проводятся на стендах, характеристики которых не всегда адекватны соответствующим характеристикам двигателя и хвостовой части РКН, а иногда и вообще недостаточно известны, представляет интерес параметрическое исследование влияния на АФЧХ математической модели рулевого тракта основных параметров, характеризующих внешнюю нагрузку на ЭГС. Этими параметрами являются жесткость подвески двигателя и момент инерции качающейся части двигателя относительно оси вращения, проходящей через центр качания. При этом остальные физические параметры, характеризующие рулевой тракт, принимаются средними (номинальными). За номинальное значение жесткости рулевой подвески принимается значение

$$C_{\text{ном}} = \frac{C_1 C_2}{C_1 + C_2},$$

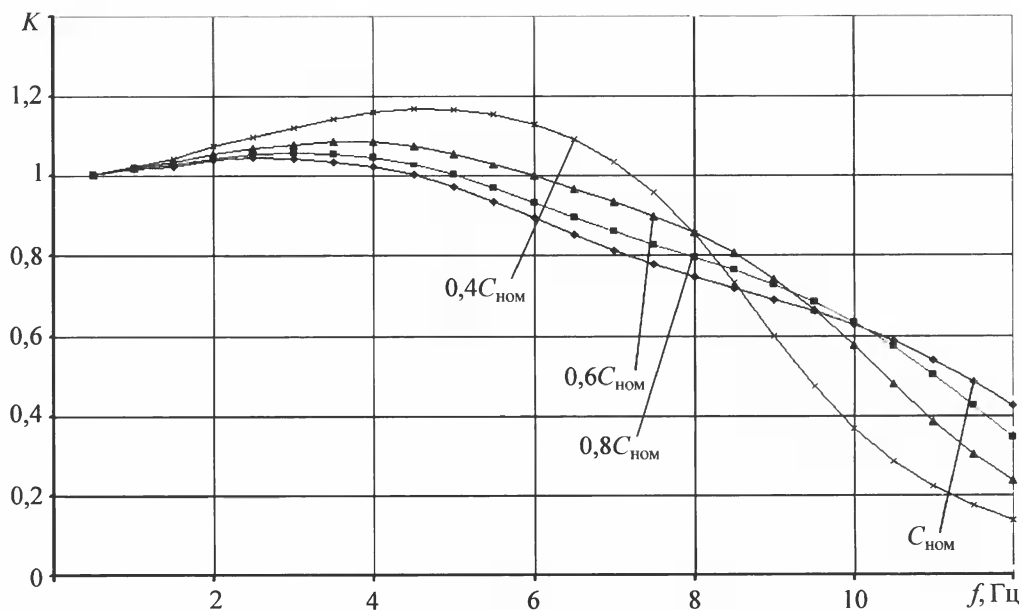


Рис. 8. АЧХ при различных значениях жесткости C

где $C_1 = 6667$ кгс/мм, $C_2 = 8333$ кгс/мм — расчетные значения жесткости конструкции двигателя в направлении штока ЭГС в местах креп-

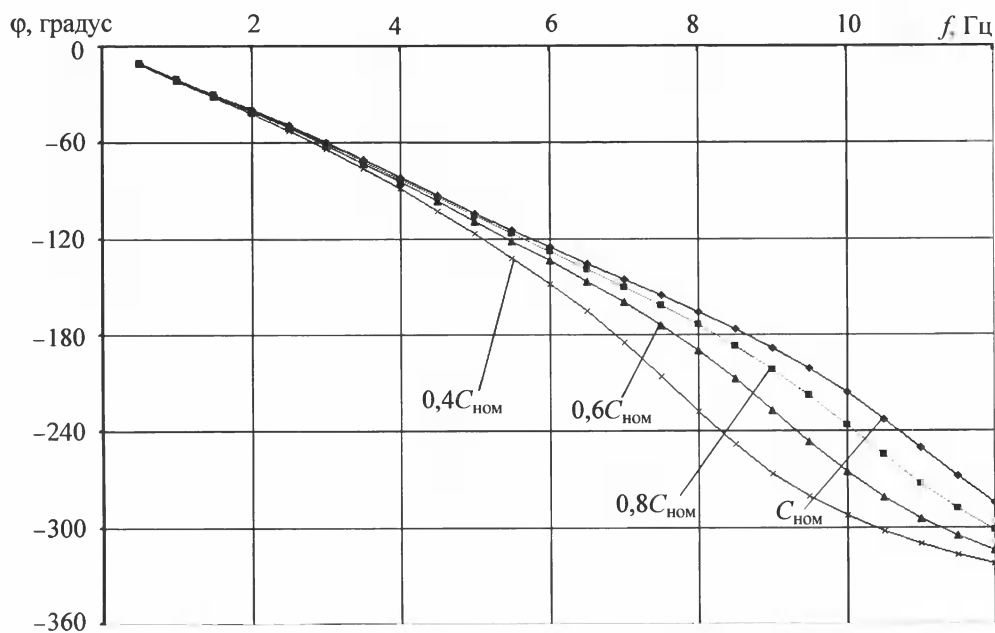


Рис. 9. ФЧХ при различных значениях жесткости C

ления к камере и к раме двигателя соответственно. За номинальное значение момента инерции принимается $I_{\text{д.ном}} = 1100 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. Этим номинальным значениям соответствует частота собственных колебаний качающейся части двигателя при замене ЭГС абсолютно жестким

стержнем, равная $f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{C_{\text{ном}} R_{\text{пр}}^2}{I_{\text{д.ном}}}} = 15,6 \text{ Гц}$. Однако, по опыту проек-

тирования, точность определения указанных параметров довольно низкая. В связи с этим был проведен расчет АФЧХ при изменении жесткости от $0,4C_{\text{ном}}$ до $C_{\text{ном}}$ и при изменении момента инерции от $0,7I_{\text{д.ном}}$ до $1,3I_{\text{д.ном}}$. При этом частота собственных колебаний варьировалась в пределах $8,7 \dots 18,8 \text{ Гц}$.

Результаты расчетов представлены на рис. 8 и 9. Из рисунков следует, что с уменьшением жесткости и увеличением момента инерции увеличивается подъем амплитудной характеристики и увеличивается фазовое запаздывание, однако требования ТЗ на ЭГС выполняются.

Выводы. 1. Разработана математическая модель рулевого тракта двигателя с учетом разбросов значений физических параметров, описывающих конструкции ЭГС, двигателя, хвостовой части РКН и условий функционирования ЭГС в полете.

2. Проведен анализ амплитудно-частотных и фазо-частотных характеристик рулевого тракта. Показано, что при работе двигателя на номинальном режиме полученные расчетным путем АФЧХ хорошо согласуются с полученными в испытаниях. Аэродинамические шарнирные и инерционные моменты, величина которых принята в соответствии с имеющимися исходными данными, несущественно влияют на АФЧХ. При работе двигателя на режиме КСТ увеличиваются фазовые запаздывания в рулевом тракте. АФЧХ существенно зависят от амплитуды входного сигнала, при этом для малых (менее $0,5^\circ$) и больших (более 2°) значений амплитуд входного сигнала в рабочем диапазоне частот увеличиваются фазовые запаздывания: кроме того, для малых амплитуд имеют место существенные подъемы амплитудной характеристики.

3. Полученные АФЧХ с учетом разбросов параметров могут использоваться разработчиком СУ при синтезе и отработке алгоритмов управления движением РКН. Показана необходимость при отработке СУ, наряду с частотным анализом, проведения моделирования во временной области с представленной в статье нелинейной математической моделью рулевого тракта.

Список литературы

1. Гамынин Н.С. Гидравлический привод систем управления. М.: Машиностроение, 1972. 376 с.
2. Машины рулевые электрогидравлические. Методика проектирования и расчета. ОСТ 92-1352-83.

Воздействие струй двигательной установки на конструкцию

И.Н. Каракотин, Л.И. Шумский

Струи жидкостных двигательных установок космических аппаратов (ДУ КА) в космическом полете, а также струи твердотопливных двигателей торможения (РДТТ) при разделении ступеней ракет-носителей (РН) оказывают силовое и тепловое воздействие на элементы конструкции. Полуугол расширения струи в вакууме превосходит 90° , поэтому на близлежащую к срезу сопла двигателя конструкцию действует периферия ближнего поля струи. В приосевую зону струи в большинстве компоновок попадают удаленные агрегаты внешнего оборудования (воздействие дальнего поля струи).

Распределение газодинамических параметров в ближнем поле определяется параметрами пристеночного вязкого слоя течения в сопле. Невязкое течение в приосевой зоне дальнего поля определяется контуром сопла и газодинамическими параметрами на срезе. Таким образом, определение нагрузок от струй в космосе включает решение двух методически различных задач: воздействие периферии ближнего поля и воздействие дальнего поля. Газодинамические параметры струй в дальнем поле удовлетворительно описываются уравнениями и решаются численными методами. Методики расчета воздействия дальнего поля на преграды экспериментально апробированы. Результаты расчетов с разбросом менее 50% согласуются с экспериментом, что в большинстве случаев приемлемо для выпуска проектной конструкторской документации и в ряде случаев для выпуска рабочей КД. Однако для повышения надежности и снижения массы конструкции при выпуске рабочей документации необходимо экспериментальное уточнение газодинамических нагрузок в невязкой зоне струй на моделях в барокамере.

Универсального общепринятого расчета газодинамических параметров ближнего поля струй в вакууме, в том числе для периферийной зоны, нет. Нагрузки от ближнего поля определяются экспериментально или различными полуэмпирическими методами, пригодными для конкретных конструктивных компоновок.

Используя решения для простейших конструктивных форм в «Руководстве для конструкторов» (РДК, 1982 г.) и анализируя научно-технические отчеты головных НИИ, диссертационные работы сотрудников отраслевых КБ и иностранные публикации в области газодинамики, в КБ «Салют» разработали инженерные методы определения нагрузок и возмущений от струй в вакууме применительно к компоновкам разрабатываемых изделий и адаптировали трудоемкие численные методы к некоторым упрощенным компоновочным схемам.

Разработанные применительно к первым космическим станциям методики систематически усложнялись и множились по мере создания новых конструкций, появления экспериментальных данных и расчетных программ. Повышалась точность результатов расчетов и эффективность их

использования. Если на этапе создания космической станции «Мир-1» цель газодинамических расчетов КБ «Салют» состояла в обеспечении надежной динамики, прочности и теплозащиты изделия, то расчеты ФГБ МКС позволили еще минимизировать массу, запасы топлива и загрязнение модулей от воздействия струй собственных ДУ и ДУ орбитального корабля «Шаттл».

Сравнение расчетов распределения давления от струй по поверхности корпуса, полученных инженерным методом, а также расчетов, полученных численными методами, с расчетами по методике отраслевого «Руководства для конструкторов» и с экспериментальными данными представлено на рис. 1 и 2 для двух упрощенных компоновок, испытанных в барокамере стенда СР-100 КБ «Салют». Исполнительные модели, максимально приближенные к конструкции изделий, испытываются при необходимости на установках головных НИИ.

Результаты расчетов распределения газодинамического давления струй по внешней поверхности кораблей и ступеней РН и последующее интегрирование функции распределения обеспечивают исходными данными работы по определению динамической схемы, расчеты прочности конструкции, надежности отделения ступеней, разгонных блоков, КА. Газодинамические возмущения разделяемых объектов уточняют компоновку и принцип работы средств разделения.

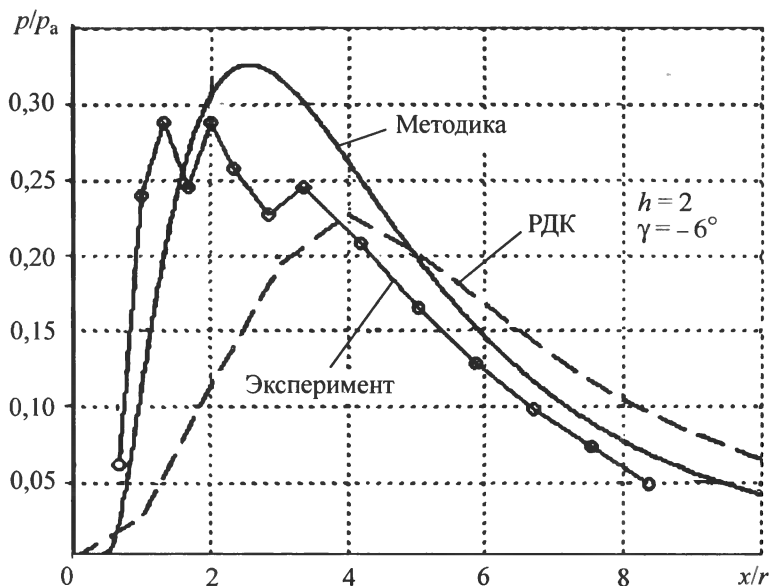


Рис. 1. Распределение давления от струй по поверхности корпуса, полученное инженерным методом:

h — высота сопла над поверхностью; γ — угол между осью сопла и поверхностью; x/r — относительное (в радиусах сопла) расстояние от среза сопла до точки на поверхности; p/p_a — отношение давления в данной точке поверхности к давлению на срезе сопла; РДК — руководство для конструкторов

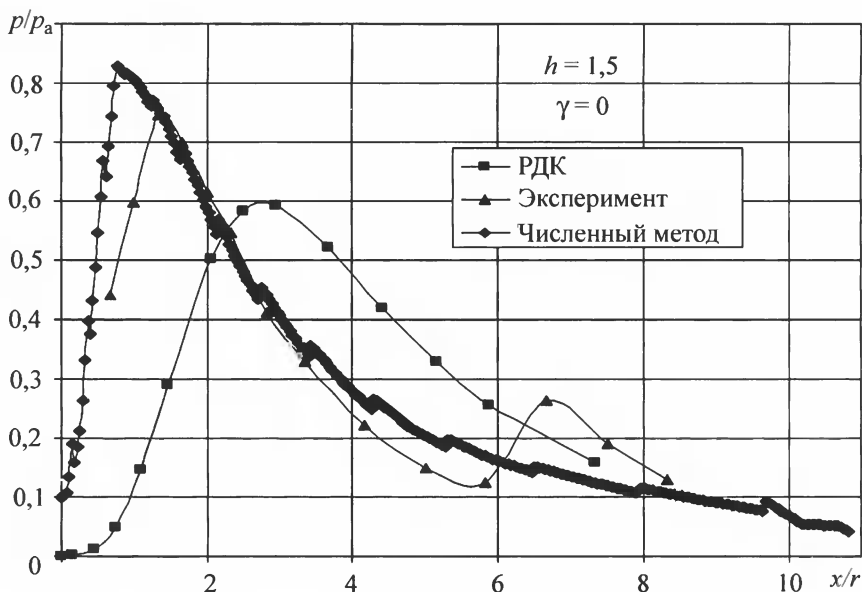


Рис. 2. Распределение давления от струй по поверхности корпуса, полученное численными методами, экспериментом в барокамере стенда СР-100 и по методике РДК

Проведение виртуальных теплопрочностных испытаний при помощи конечно-элементного анализа

А.Г. Бахтин, А.А. Смердов, Л.П. Таурова, Е.А. Абрамова

В статье рассматривается класс интегральных конструкций из углепластика. В процессе эксплуатации эти конструкции подвергаются многофакторному нагружению. Запасы несущей способности конструкции определяются сочетанием температурного воздействия и силовых факторов. Нагрев конструкции приводит к падению жесткостных и прочностных характеристик, а также к появлению температурных напряжений из-за неоднородности температурных деформаций слоев (НДС) материала конструкций.

Для структурно неоднородных конструкций, подвергающихся воздействию пространственно неравномерных тепловых потоков совместно с силовым нагружением, определить несущую способность без экспериментального подтверждения крайне затруднительно. Прочность и жесткость конструкции не зависят от величины нагрузки и определяются значением температуры. Экспериментальные исследования позволяют уточнить изменения характеристик материала в зависимости от температуры, выяснить напряжения разрушения для отдельно взятой зоны и определить критические нагрузки.

Для рассматриваемых конструкций не допускается возникновение необратимых повреждений, т. е. задача может быть решена в рамках линейной постановки. Этот принцип обеспечивается непревышением допустимых деформаций в основных несущих элементах конструкции на протяжении все-

го рабочего цикла. При решении в линейной постановке изменяемую во времени картину нагружения можно рассматривать как комплекс связанных статических задач о совместном действии силовых и тепловых факторов [1]. В рамках одного расчетного случая нагрузка представляется в виде функции двух переменных — температурного и силового факторов.

Основным несущим элементом рассматриваемой конструкции является стрингер коробчатого сечения с сотовым заполнителем. Нагружение силовых элементов несущих конструкций рассматриваемого класса представляет собой сочетание сжимающих сил и нагрева, переменных по времени (рис. 1). Следует отметить, что участки действия максимальной силы и температуры не совпадают по времени.

Для определения зависимости физико-механических характеристик от температуры была проведена серия экспериментов на участке типового стрингера из углепластика. Нагружение силовых элементов сжимающей силой осуществлялось через центрирующую платформу таким образом, чтобы поле деформаций в рабочей зоне образца было максимально приближено к однородному (рис. 2, 3). Установка позволяла проводить параллельно с силовым воздействием односторонний нагрев образца.

Экспериментально были получены данные о зависимости модулей упругости монослоев от температуры. Из них следует, что при увеличении температуры до 200 °С модуль в направлении армирования E_1 меняется незначительно (в пределах 15%), в то время как модуль сдвига в плоскости слоя G_{12} и модуль упругости в перпендикулярном оси волокон направлении E_2 уменьшаются в 6,5 и 10,5 раз соответственно.

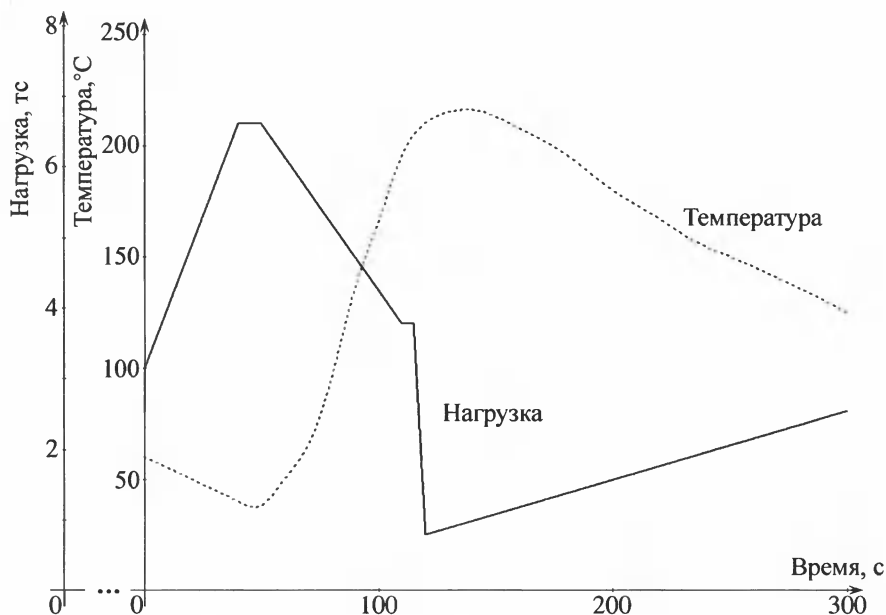


Рис. 1. Закон изменения нагрузок по времени при имитации термонапряженного состояния отсека

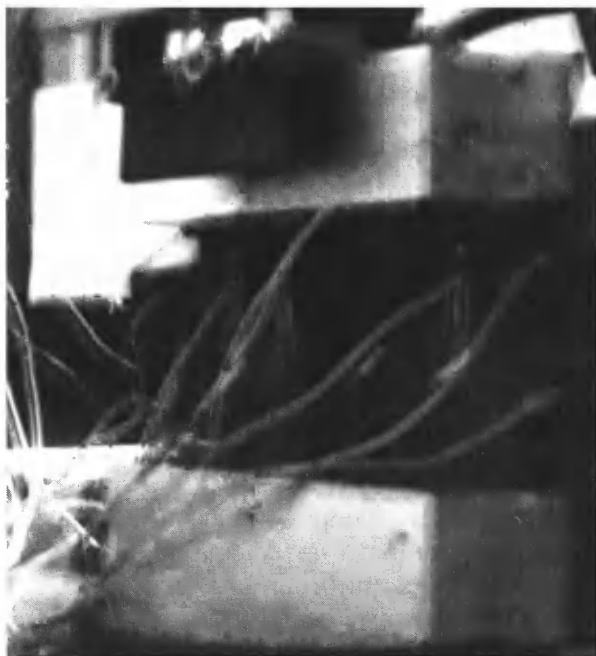


Рис. 2. Образец в испытательной оснастке

Анализ результатов подтвердил достаточную для обеспечения работоспособности конструкции несущую способность интегральных углепластиковых панелей. Подтверждено, что физические свойства материала образца линейно изменяются вплоть до потери несущей способности. При анализе несущей способности конструкции эта особенность позволяет рассматривать изменение НДС во времени как последовательность линейных статических задач.



Рис. 3. Разрушение образца на испытаниях

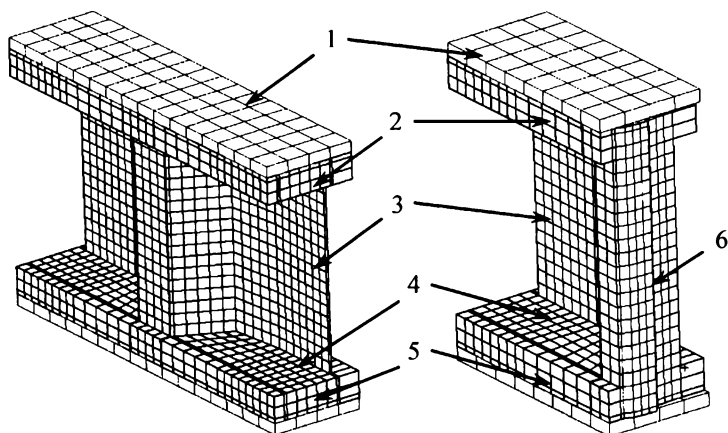


Рис. 4. Конечно-элементная модель образца

Моделирование процесса испытаний проводилось с помощью конечно-элементного анализа в программном пакете MSC.Patran/MSC.Marc. Была создана подробная конечно-элементная модель образца и имитатора оснастки (рис. 4 и 5). На рис. 4: 1 — жесткая плита, через которую осуществля-

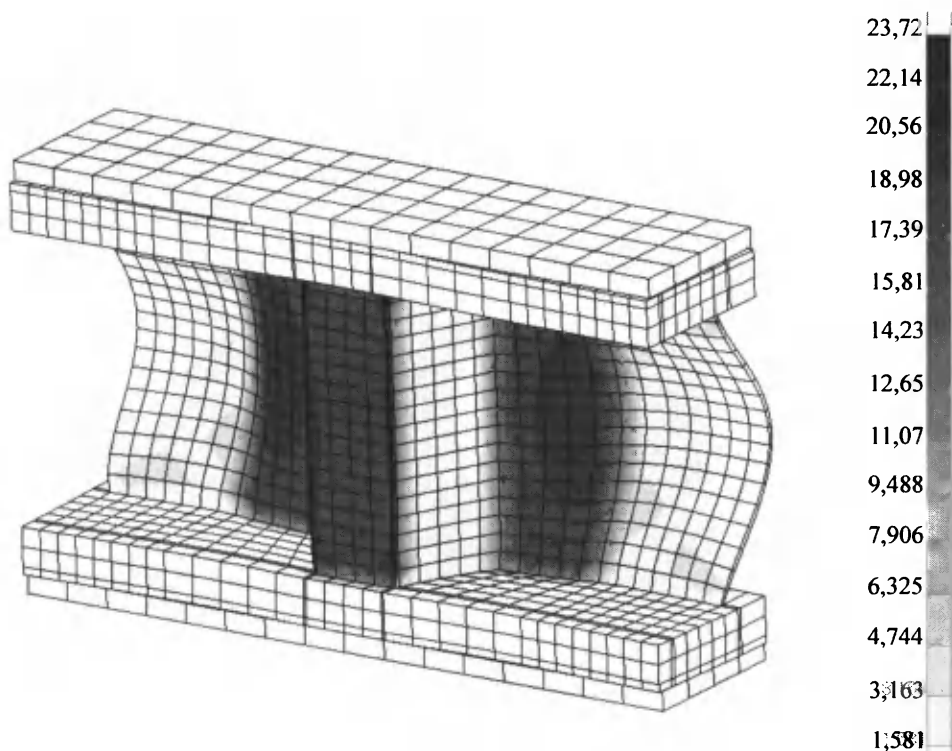


Рис. 5. Напряженно-деформированное состояние образца, полученное на виртуальных испытаниях

лось нагружение образца; 2 и 4 — эпоксидная заливочная композиция, применяемая для предотвращения смятия торцов; 3 — испытательный образец, размеры и схема армирования которого полностью совпадали с реальными; 5 — жесткая опора; 6 — сотовый наполнитель. Между оснасткой и образцом осуществлялся контакт с учетом кулоновых сил трения. Жестко закреплена только нижняя опора 5, верхней плите 1 разрешены только осевые перемещения, а образец «закреплен» силами трения.

На тестовых моделях были определены тип, размер и топологические особенности конечного элемента.

Проведенный с помощью метода конечных элементов анализ совместного действия силовых и температурных факторов на углепластиковую оболочку с подкреплением дал результаты, совпадающие с полученными в эксперименте (рис. 6).

На рис. 6 представлены для сравнения результаты испытаний и расчета в программном комплексе. Сплошные кривые соответствуют расчетным значениям, пунктирные — полученным на испытаниях. При температурном воздействии наблюдалось снижение регистрируемых деформаций. Характер распределения показаний тензодатчиков говорит о сильном изгибе тонких стенок, причем нагреваемая сторона являлась растянутой. Разрушение образца произошло вследствие потери устойчивости обшивки, растрескивания верхних монослоев и расслоения тонких стенок (см. рис. 3).

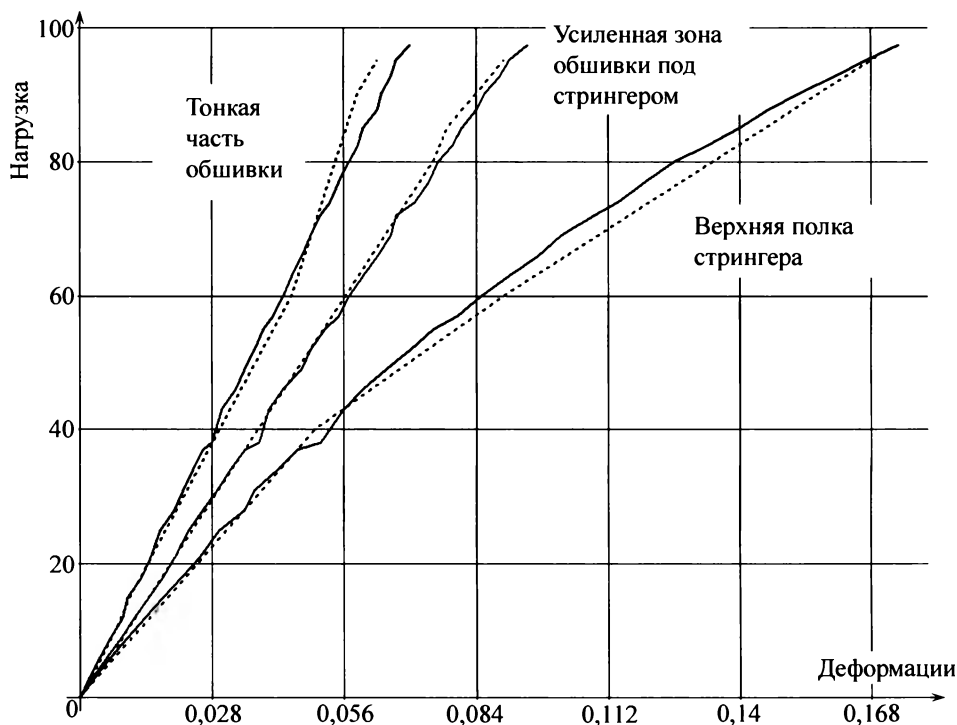


Рис. 6. Изменение запаса прочности конструкции при штатной работе

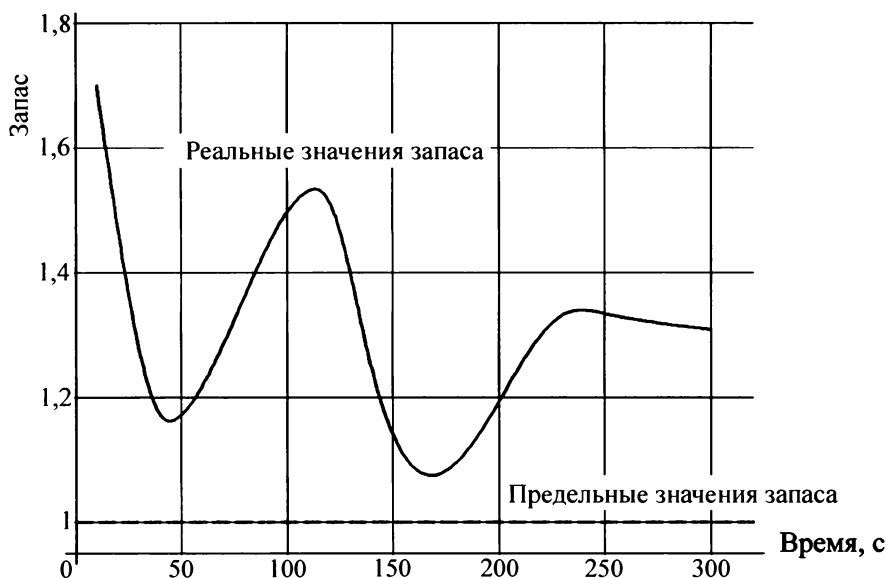


Рис. 7. Изменение запаса прочности конструкции по времени

С помощью моделей, выверенных по результатам испытаний, была проведена серия расчетов для закона нагружения, представленного на рис. 1, были получены запасы прочности конструкции в зависимости от времени полета (рис. 7). Из графика видно, что на протяжении всего срока эксплуатации запас прочности превышает предельные значения ($\eta = 1$), что говорит о достаточной несущей способности конструкции.

Эти результаты были подтверждены испытаниями трех образцов на действие силового и теплового нагружения в соответствии с заданными законами изменения во времени. Разрушений и необратимых повреждений в образцах не обнаружено.

Таким образом, сопоставление результатов испытаний образца, подверженного одновременному термосиловому нагружению, и расчетов с помощью МКЭ подтверждает характер разрушения и величину несущей способности. Это позволяет говорить о возможности дублирования или частичной замены натурных испытаний виртуальными, сопровождающимися прочностными расчетами высокой степени подробности. При этом по сравнению с реальными испытаниями виртуальные информативнее. Они позволяют более подробно узнать о внутреннем состоянии конструкции, определить действующие напряжения и разрушающие нагрузки для произвольного участка или отдельного слоя.

Для примера на рис. 8 приведены максимальные действующие напряжения в различных зонах образца, соответствующие моменту 100-й секунды, а на рис. 9 приведены послойные напряжения в усиленной обшивке с нагретой стороны. Несмотря на температурное воздействие, наиболее нагруженными оказываются внутренние (однонаправленные) слои.

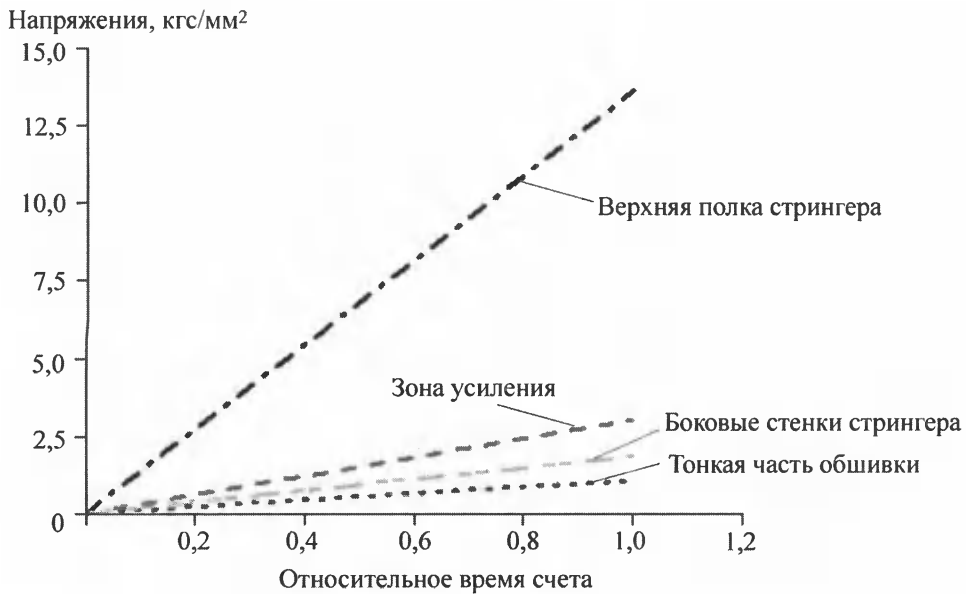


Рис. 8. Максимальные действующие напряжения в различных зонах образца

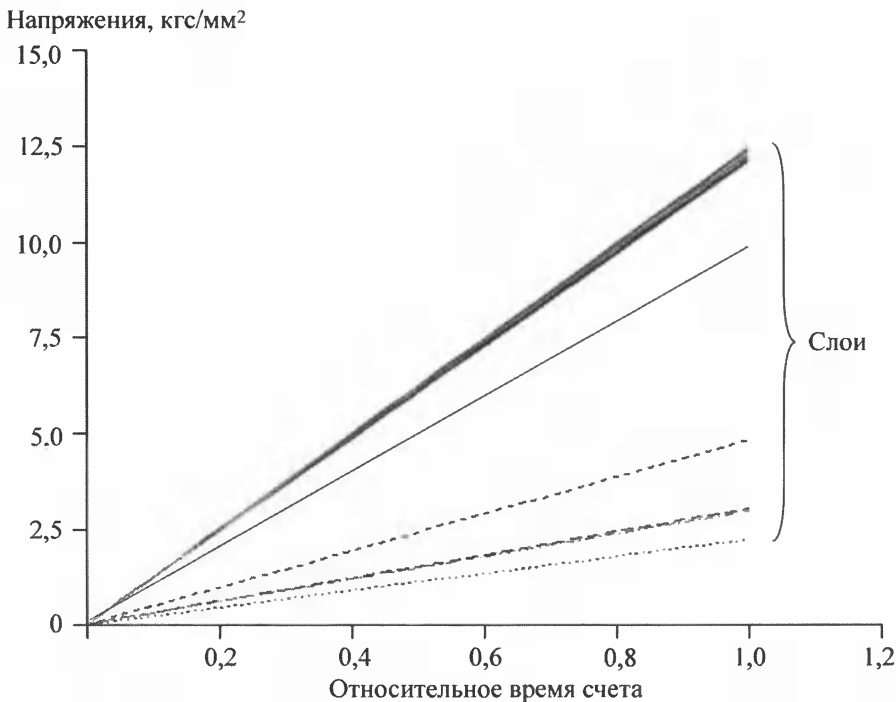


Рис. 9. Напряжения в направлении оси армирования материала с внешней (нагретой) стороны усиленной зоны обшивки (послойно)

Подводя итоги данного исследования, можно сделать следующие выводы.

Были проведены испытания по определению несущей способности конструкции в условиях переменного во времени термосилового нагружения.

Процесс испытаний был проимитирован на конечно-элементной модели. Анализ данных реальных испытаний и результатов расчета позволил получить запасы прочности конструкции по времени полета. Были определены механизмы разрушения образца при сжатии, а также под действием сочетания температурных и силовых нагрузок. Полученные результаты позволяют судить об изменении физических свойств материала при изменении температурного поля и могут быть положены в основу расчета композитных конструкций, работающих в условиях переменного нагрева.

Список литературы

1. **Партон В.З., Морозов Е.М.** Механика упругопластического разрушения: 2-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1985. 504 с.
2. **MSC.Marc.** Volume A: Theory and User Information. 2004.
3. **Васильев В.В.** Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

Выбор оптимальных параметров и расчеты углепластикового сетчатого силового цилиндра для космического аппарата попутного вывода

Ю.О. Бахвалов, С.А. Петроковский, А.Г. Бахтин, В.П. Полиновский

В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разработан малый космический аппарат (КА) связи, который может запускаться на орбиту в паре с основным КА небольшой массы (до 2,5 т) на РН «Протон». При этом КА связи служит адаптером для верхнего КА (рис. 1). Платформа КА связи состоит из центрального силового цилиндра и двух приборных отсеков. При проектировании силовых конструкций космических аппаратов кроме требований по прочности и жесткости необходимо удовлетворить компоновочным, конструктивным и технологическим требованиям. Одной из задач, которые были решены при создании платформы малого КА связи, стала разработка силового цилиндра, предназначенного для передачи нагрузок, приходящих от верхнего КА на адаптер разгонного блока, и размещение аппаратуры КА связи. Высокая эффективность силового цилиндра была достигнута благодаря применению нерегулярной сетчатой конструкции из углепластика с оптимальными параметрами, определенными на основании предлагаемой методики проектирования.

Требования, предъявляемые к силовому цилиндру, которые оказали влияние на облик конструкции силового цилиндра:

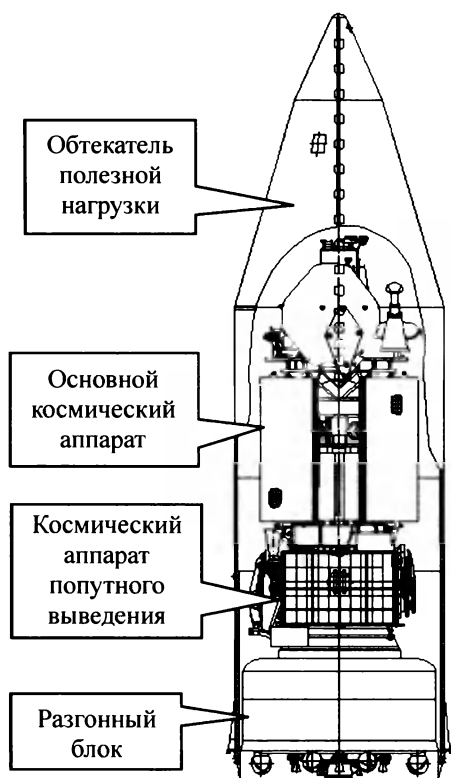


Рис. 1. Компоновка КГЧ для осуществления парного пуска

требования по прочности, несущей способности и жесткости сетчатого цилиндра:

- сетчатый цилиндр должен выдерживать нагрузки, возникающие на всех этапах эксплуатации КА;
- жесткость сетчатого цилиндра должна быть не ниже металлического силового цилиндра КА-прототипа;
- растягивающие усилия передаются только по замкам системы разделения. Сжимающие усилия передаются по всей окружности стыка;
- смежные отсеки (устройство отделения основного КА, адаптер разгонного блока) имеют неравномерное распределение жесткости по окружности;

компоновочные требования:

- расположение силовых элементов на торцах цилиндра. Системы разделения основного КА и КА связи имеют по восемь дискретных замков, расположенных неравномерно по окружности стыков. При этом замки системы разделения основного КА смещены относительно замков системы разделения КА связи на угол $22,5^\circ$ вокруг оси цилиндра. Диаметр интерфейса основного КА совпадает с диаметром силового цилиндра КА связи;

• размещение оборудования на цилиндре. Конструкция цилиндра должна позволять устанавливать оборудование КА связи с минимальными весовыми затратами;

• люки, вырезы силового цилиндра должны позволять осуществлять доступ к оборудованию, размещенному в приборных отсеках КА;

конструктивно-технологические требования:

- масса сетчатой структуры должна быть минимальна;
- структура сетки вблизи каждой из 16 силовых зон сетчатого цилиндра должна быть одинакова;
- сечения всех спиральных ребер сетчатого цилиндра должны быть одинаковы.

Существуют еще ряд дополнительных требований, например, по стойкости цилиндра при воздействии факторов космического пространства, но они не оказали влияния на облик конструкции силового цилиндра.

Выбор конструктивно-силовой схемы цилиндра. Кроме сетчатой конструкции конструктивно-силовыми схемами цилиндра могут быть стрингерная, трехслойная и ферменная конструкции, однако у них имеются серьезные

недостатки. Системы разделения по верхнему и нижнему стыкам с дискретными замками создают существенно неравномерное нагружение торцов силового цилиндра. Угловое смещение замков верхней системы разделения относительно нижней на $22,5^\circ$ делает неэффективным применение стрингерной конструкции для силового цилиндра.

В случае ферменного силового цилиндра необходима значительная дополнительная масса для крепления оборудования.

Силовой цилиндр трехслойной конструкции требуемой жесткости имеет неприемлемо высокую массу. В том числе из-за необходимости организации люков для доступа к оборудованию. Предварительные проработки показали, что наиболее эффективным видом конструкции для центрального силового цилиндра КА является сетчатая конструкция из углепластика.

Выбор оптимальных параметров, проектирование сетчатого силового цилиндра. Будем рассматривать цилиндрический сетчатый цилиндр, образованный системой трех семейств пересекающихся ребер: двух семейств спиральных ребер, наклоненных под углом $+\alpha$ и $-\alpha$ к образующей отсека, и семейством кольцевых ребер. При проектировании сетчатых конструкций, предназначенных для восприятия дискретных нагрузок, необходимо определить следующие основные параметры сетчатой структуры:

- угловой шаг спиральных ребер в регулярной и усиленной зонах конструкции;

- угол наклона спиральных ребер к образующей;

- положения кольцевых ребер относительно перекрестий спиральных;

- сечения спиральных и кольцевых ребер;

Рассмотрим эти параметры более подробно.

Угол наклона спиральных ребер. Дискретность приложения нагрузок на торцах силового цилиндра КА связи накладывает дополнительные условия на выбор параметров сетчатой структуры. Очевидным является требование: спиральные ребра должны соединять каждую зону приложения нагрузок на верхнем торце цилиндра с ближайшей к ней зоной приложения нагрузок на нижнем торце. Это требование определяет диапазон изменения угла наклона спирального ребра к образующей. Может существовать несколько вариантов наклона спиральных ребер, соединяющих верхние и нижние усиленные зоны (рис. 2, а, б, в).

Для случая, когда спиральные ребра соединяют центры зон, угол наклона спирального ребра к образующей $\alpha = 12,4^\circ$ определяется из геометрии (при виде сверху нижний конец спирального ребра должен повернуться относительно верхнего вокруг оси цилиндра на $22,5^\circ$).

Силовой цилиндр проектируется с ограничением по несущей способности. Предварительные расчеты, выполненные без учета неравномерности нагружения торцов цилиндра, показали, что для заданной несущей способности конструкция сетки обладает наименьшей массой при угле $\alpha \approx 15^\circ$. В варианте б несущая способность силового цилиндра понижается, а сам вариант трудноосуществим технологически из-за малости угла α , поэтому мы не будем рассматривать этот вариант в дальнейшем. Определенный интерес представляет вариант в, поскольку в этом варианте угол α может быть выбран близким к 15° . В этом варианте несущая способность выше, чем в вари-

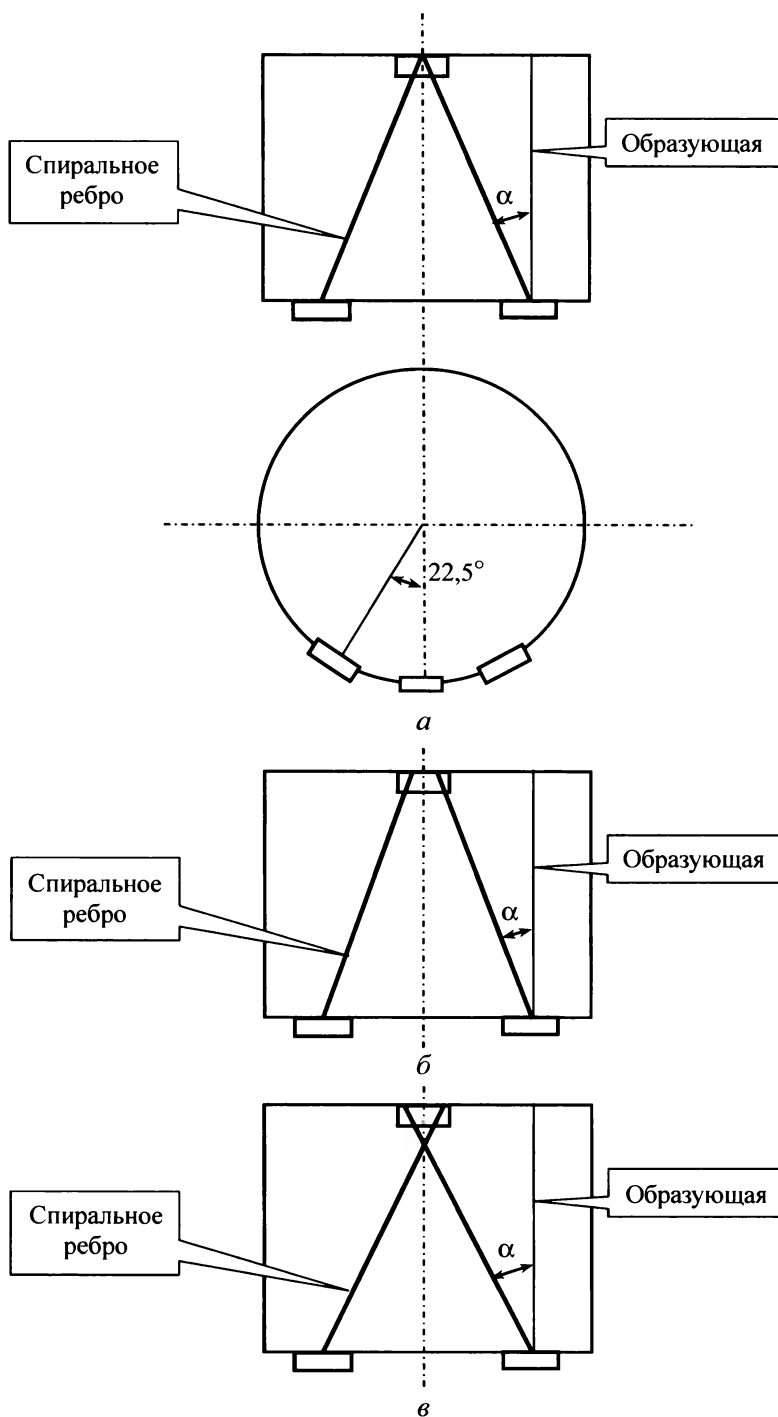


Рис. 2. Варианты наклона спиральных ребер соединения усиленных зон:
а — $\alpha = 12,4^\circ$; *б* — $\alpha < 12,4^\circ$; *в* — $\alpha > 12,4^\circ$

анте a при такой же массе сетки. Угол наклона спирального ребра к образующей выберем равным $14,2^\circ$, поскольку проработка конструкции заделки фитинга в сетку показала, что при этом угле получаются оптимальные геометрические параметры фитингов.

Число спиральных ребер регулярной сетки должно быть кратно 16, чтобы структура сетки вблизи усиленных зон РБ была одинакова (имеем восемь зон приложения нагрузок по верхнему стыку и восемь по нижнему). Кроме того, по технологическим требованиям угловой шаг ребер должен выражаться конечным десятичным числом. Исходя из этих условий, получаем ряд чисел для возможного числа спиральных ребер (см. таблицу). Одним из преимуществ сетчатых композитных конструкций перед традиционными трехслойными или интегральными стрингерными композитными конструкциями является возможность доступа к приборам и оборудованию КА сквозь сетку без организации каких-либо люков и вырезов. Для реализации этого преимущества шаг спиральных ребер должен быть таким, чтобы рука рабочего, осуществляющего монтаж, проходила сквозь ячейку сетки. При имеющемся диаметре цилиндра в сетчатой структуре должно быть не больше 48 пар спиральных ребер для того, чтобы размер ячейки был достаточен.

Уменьшение шага ребер вблизи фитинга. Технологически возможно уменьшать шаг ребер вблизи усиленных зон, вматывая между ребрами регулярной сетки дополнительные ребра. В таблице указаны шаги ребер измельченной сетки для различного числа вматываемых ребер. Следует отметить, что шаг дополнительных ребер также должен выражаться конечной десятичной дробью.

Конструктивно для заданного диаметра цилиндра невозможно сделать шаг ребер меньший $2,2^\circ$; в таблице показаны только допустимые варианты. На рис. 3 приводятся структуры сеток для двух вариантов нерегулярных структур сетки:

Возможные структуры сетки

Число спиральных ребер одного наклона в одной усиленной зоне			2	3	4	5	6	8
Число спиральных ребер регулярной сетки			32	48	64	80	96	128
Угловой шаг регулярных ребер, градус			22,5	15	11,25	9	7,5	5,625
Угловой шаг дополнительных ребер, градус	Число вводимых ребер	1	11,25	7,5	5,625	4,5	3,75 ^a	2,8125 ^a
		2	7,5	5	3,75	3	2,5 ^b	
		3	5,625	3,75	2,8125	2,25		
		4	4,5	3	2,25			
		5	3,75	2,5				
		8	2,8125					
Примечание: структуры сетки в усиленных зонах для вариантов <i>a</i> и <i>b</i> показаны на рис. 3.								

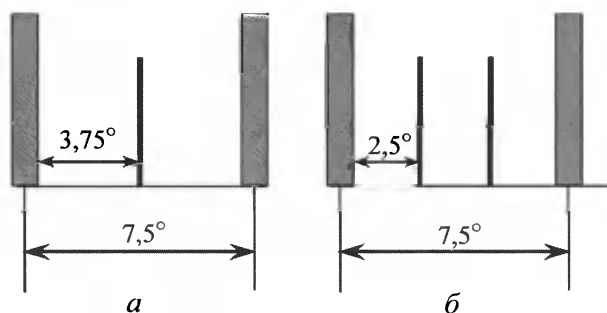


Рис. 3. Варианты структуры сетки в усиленных зонах:

а — регулярная сетка — 96 ребер, дополнительных — 16 ребер (всего 112); *б* — регулярная сетка — 96 ребер, дополнительных — 32 ребра (всего 128)

в первом (рис. 3, *а*) в регулярную сетку, состоящую из 96 ребер, в зонах фитингов вматывается дополнительно 16 ребер. Шаг спиральных ребер вблизи фитингов уменьшается в два раза (рис. 4);

во втором (рис. 3, *б*) в регулярную сетку, состоящую из 96 ребер, в зонах фитингов вматывается дополнительно 32 ребра. Шаг спиральных ребер уменьшается в три раза (рис. 5).

Положение кольцевых ребер относительно перекрестий спиральных. В случае расположения кольцевых ребер вблизи перекрестий спиральных длина пролетов спиральных ребер оказывается достаточно большой, что приводит к необходимости увеличивать сечения спиральных ребер для предотвращения местной потери устойчивости. Расположение кольцевых ребер посередине между перекрестиями спиральных решает проблему устойчивости, но ухудшает доступ к приборам через ячейки сетки. Для удобства установки

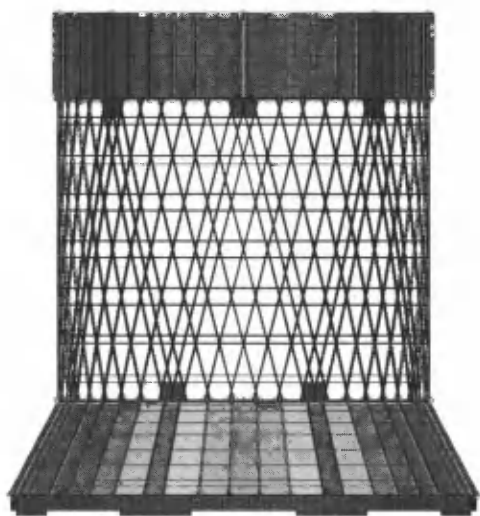


Рис. 4. Расчетная модель сетки с 16 дополнительными ребрами

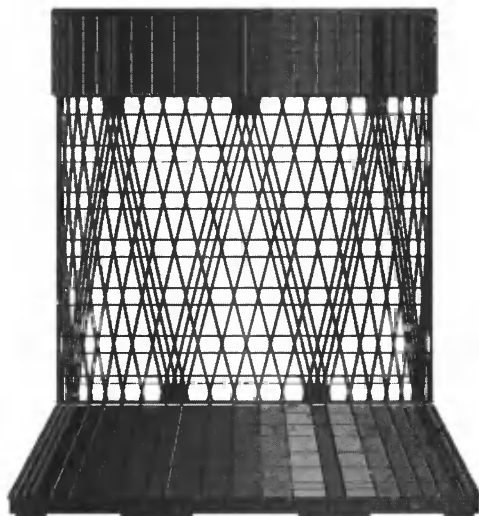


Рис. 5. Расчетная модель сетки с 32 дополнительными ребрами

приборов и оборудования были использованы двойные кольцевые ребра, смещенные от перекрестия спиральных на 45 мм. В треугольные ячейки, образуемые двумя спиральными и кольцевым ребром, возможно устанавливать болты для крепления приборов и оборудования к силовому цилиндру. Такое расположение кольцевых ребер обеспечивает достаточный запас по местной устойчивости и необходимый размер ячеек сетки для доступа к оборудованию.

Сечения спиральных и кольцевых ребер. Расчеты проводились на моделях со смежными отсеками для учета реальных жесткостей смежных конструкций. Рассматривался наиболее тяжелый расчетный случай — старт РН (случай сжатия). Ограничением при оптимизации является требование обеспечить запас по устойчивости больше 1,7.

Для подбора оптимальных параметров использовалась следующая методика: для выбранной ширины спирального ребра подбиралась такая минимальная высота сечений сетчатой структуры, чтобы обеспечить запас по устойчивости больше 1,7. Для подбора высоты сечения сетчатой структуры применялся алгоритм SOL200 MSC/NASTRAN. Задавалась ширина сечения ребра. Алгоритм находил требуемую высоту сечения ребра при ограничении по устойчивости. Для того чтобы построить график для расчетной модели (см. рис. 5), задача решалась 15 раз. На рис. 6

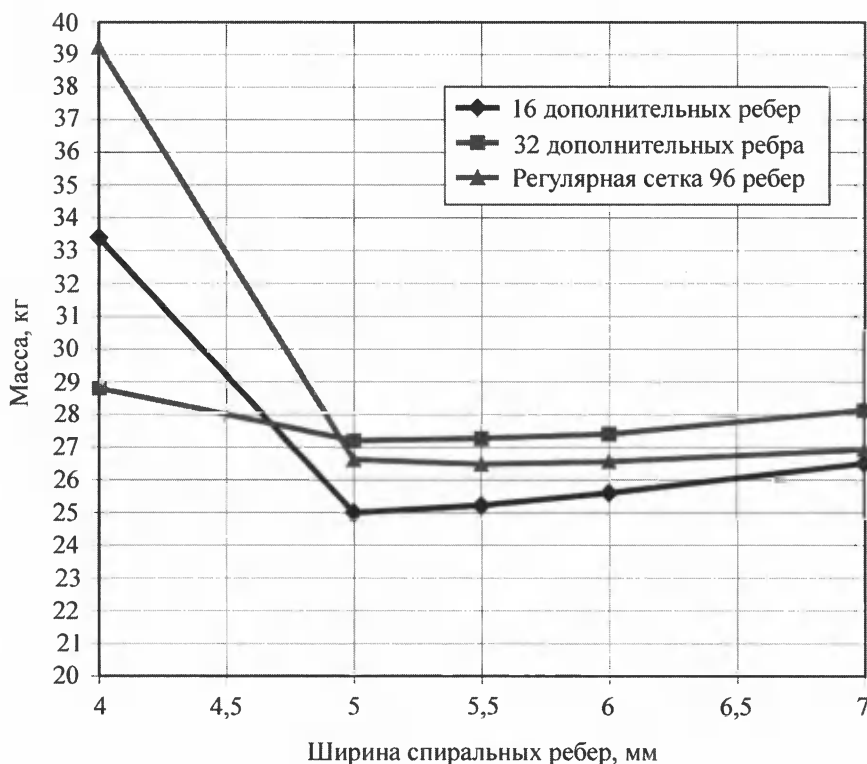


Рис. 6. Влияние структуры сетки на массу конструкции

приведены зависимости массы конструкции от ширины спиральных ребер для трех вариантов конструкции сетчатого цилиндра: регулярной структуры сетки, структуры сетки с 16 дополнительными ребрами и структуры сетки с 32 дополнительными ребрами. Из рис. 6 видно, что наименьшей массой обладает структура сетки с 16 дополнительными ребрами и шириной спирального ребра 5 мм. Толщина кольцевых ребер, заданная в расчетах, равна минимально допустимой технологической толщине кольцевых ребер 2,5 мм.

Поверочный расчет и сравнение с результатами эксперимента. Поверочные расчеты центрального отсека проводились методом конечных элементов с помощью систем MSC/NASTRAN и MSC/PATRAN. Спиральные ребра сетки моделировались элементами оболочек типа QUAD4. Ребра по толщине аппроксимируются двумя элементами. Намотка спиральных ребер сетки происходит по геодезическим кривым на поверхности цилиндра. В модели наружная и внутренняя грани спирального ребра представляют собой линии, эквидистантно смещенные от геодезической, соответствующей центру ребра. Кольцевые ребра сетки также моделировались элементами типа QUAD4. В элементах спиральных и кольцевых ребер был задан двухмерный ортотропный материал.

Многослойная углепластиковая ткань, заполняющая ячейки сетки вблизи фитингов («салфетки»), верхний и нижний шпангоуты углепластиковой сетки моделировалась объемными элементами типа HEX8 и PENTA6. Материал — трехмерный ортотропный.

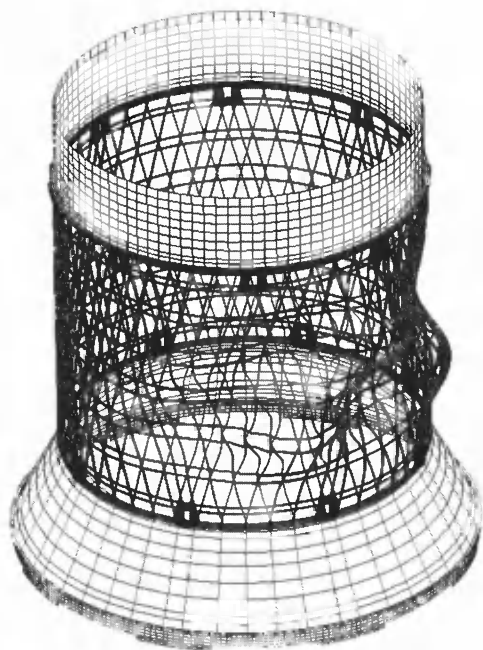


Рис. 7. Форма потери устойчивости центрального отсека (расчет $K = 1,29$)

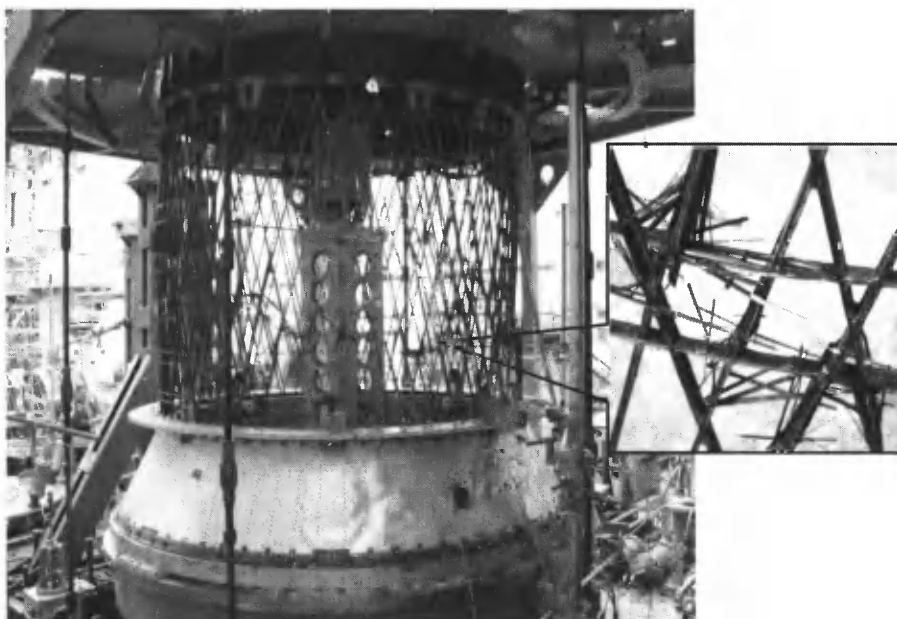


Рис. 8. Разрушение центрального отсека при испытаниях ($K = 1,36$)

Металлические фитинги моделировались элементами типа HEX8 («передняя» и «боковые» стенки) и QUAD4 (остальные части фитинга). Соединение с изогридным корпусом осуществлено с помощью элементов типа RBE2. В расчетах клее-болтового соединения фитингов и сетчатой структуры не учитывался клеевой слой и предполагалось, что фитинг закреплен только болтами. В результате расчета были определены нагрузки на болты, которые затем использовались для оценки прочности в местах установки болтов. Полная расчетная модель центрального отсека со смежными отсеками включает более 150 тыс. элементов и около 200 тыс. узлов.

На рис. 7 приведена форма потери устойчивости расчетной модели центрального отсека в расчетном случае «Разделение I–II ступеней» (случай сжатия). Коэффициент запаса составляет 1,29. На рис. 8 приведена фотография отсека, разрушенного при испытаниях. Был достигнут запас несущей способности 1,36. Стендовое изделие включало в себя не только сетчатый центральный отсек, но и адаптер разгонного блока и устройство отделения верхнего коммерческого аппарата. Как видно из рис. 8, в момент разрушения углепластикового сетчатого цилиндра стрингеры адаптера уже потеряли устойчивость, однако адаптер все еще продолжал нести нагрузку за счет балок, установленных в зонах фитингов.

Таким образом, можно сделать вывод, что комбинация углепластиковой сетки и металлического стрингерного адаптера является равнопрочной конструкцией. По сравнению с аналогом — металлическим силовым цилиндром стрингерной конструкции масса углепластикового сетчатого цилиндра была уменьшена на 40%.

Использование массово-частотных имитаторов космических аппаратов для наземной стендовой отработки объединенных механических интерфейсов «космический аппарат—адаптер»

С.А. Петроковский

Важной задачей обеспечения совместимости космических аппаратов (КА) и средств их выведения является создание надежно функционирующих объединенных механических интерфейсов между КА и адаптерами, устанавливаемыми на верхнюю ступень ракеты-носителя (РН). Основным назначением объединенного механического интерфейса «КА—адаптер» является создание прочного и жесткого соединения КА с адаптером на всех этапах наземной подготовки РН к запуску и в полете, а также освобождение КА на целевой орбите с минимальными механическими возмущениями. Ответственность за создание адаптера и соединительного элемента лежит на компаниях, предоставляющих пусковые услуги.

В зависимости от конструкции механического интерфейса КА в качестве соединительных элементов используются либо стяжные замковые ленты, либо механические (пиротехнические) замки. Конструкция механического интерфейса адаптера напрямую зависит от конструкции механического интерфейса КА.

Объединенный механический интерфейс «КА—адаптер» представляет собой сложную многоэлементную механическую конструкцию. Ее успешное функционирование зависит от объема и качества наземной стендовой отработки.

При адаптации отечественных средств выведения к зарубежным КА у компаний, предоставляющих пусковые услуги, возникают трудности, связанные с ограниченной возможностью получения реальной платформы КА или ее части для экспериментальной отработки объединенного механического интерфейса. Был предложен выход из этой ситуации, заключающийся в создании имитаторов КА и их применении для экспериментальной отработки объединенных механических интерфейсов «КА—адаптер».

При создании имитаторов необходимо было разработать и теоретически обосновать предъявляемые к ним требования, выполнение которых обеспечивает близкое нагружение объединенных механических интерфейсов «КА—адаптер» при стендовых испытаниях и совместной эксплуатации КА с РН при наземных операциях и в полете. Введем обозначение $\bar{F}_i$ для динамической силовой реакции, возникающей в плоскости объединенного механического интерфейса «КА—адаптер» при действии внешних нагрузок, приходящих на КА во время наземных операций с РН и в полете,

$$\bar{F}_i = \left\{ \begin{matrix} N_i \\ M_i \\ Q_i \end{matrix} \right\}, \quad (1)$$

где N_i — осевая сила; M_i — изгибающий момент; Q_i — перерезывающая сила.

Динамическая силовая реакция $\bar{F}_i$ зависит от внешних нагрузок, приходящих на КА, его массово-инерционных характеристик, положения центра масс КА относительно плоскости механического интерфейса «КА–адаптер», собственных частот колебаний корпуса КА и его навесного оборудования при жестко закрепленном интерфейсе, а также приведенных масс, участвующих в колебательных процессах. Зависимость $\bar{F}_i$ от перечисленных параметров можно записать в следующем виде:

$$\bar{F}_i = \bar{F}_i[M, J_y, J_z, L, (m_x)_n, (m_y)_n, (m_z)_n, (f_x)_n, (f_y)_n, (f_z)_n, \tilde{S}], \quad (2)$$

где $n = 1, 2, \dots, N$; M — масса КА; J_y, J_z — моменты инерции КА в двух поперечных плоскостях относительно его стыка с адаптером; L — расстояние от центра масс КА до плоскости механического интерфейса «КА–адаптер»; $(m_x)_n, (m_y)_n, (m_z)_n, (f_x)_n, (f_y)_n, (f_z)_n$ — приведенные массы и собственные частоты колебаний корпуса КА и элементов его навесного оборудования в направлении осей x, y, z при жестко закрепленном механическом интерфейсе; $\tilde{S}$ — внешние динамические нагрузки на КА при наземных операциях с РН и в полете; N — число учитываемых форм упругих колебаний.

При создании массово-частотных имитаторов КА ставится задача обеспечить максимально близкое к реальному нагружение объединенного механического интерфейса «КА–адаптер» во время проведения его наземных испытаний, т.е.

$$\bar{F}_i^{\text{им}} \approx \bar{F}_i, \quad (3)$$

Как видно из (2), нагружение механического интерфейса «КА–адаптер» зависит от приведенных масс и собственных частот колебаний навесного оборудования КА. Очевидно, что попытка воспроизвести в имитаторе элементы навесного оборудования привела бы к его усложнению и удорожанию. В то же время простая конструкция имитатора при проведении динамических испытаний объединенного механического интерфейса «КА–адаптер» должна обеспечить его нагружение, близкое к реальному, в основных расчетных случаях наземной эксплуатации РН и в полете.

Рассмотрим основные расчетные случаи нагружения объединенного механического интерфейса «КА–адаптер» на примере РН тяжелого класса «Протон». Расчетным случаем нагружения объединенного интерфейса при наземных операциях является случай горизонтального транспортирования космической головной части (КГЧ) и РН по железной дороге. Нагружение интерфейса при железнодорожном транспортировании определяется, главным образом, низкочастотными поперечными колебаниями корпуса КА как консольной балки. Очевидно, что в этом случае для кор-

ректного нагружения интерфейса имитатор должен соответствовать реальному КА по массово-инерционным характеристикам, положению центра масс относительно плоскости стыка с адаптером и первым корпусным частотам поперечных колебаний в двух перпендикулярных плоскостях. Для этого случая зависимость динамической силовой реакции от параметров имитатора КА и внешних силовых факторов может быть записана в виде

$$\bar{F}_i^{\text{им}} = \bar{F}_i^{\text{им}}[M, J_y, J_z, L, (f_y)_1, (f_z)_1, \tilde{S}^{\text{им}}]. \quad (4)$$

Для выбора параметров имитатора, обеспечивающих корректное нагружение объединенного механического интерфейса, использованы полная и упрощенная динамические модели одного из реальных КА. Этот объединенный интерфейс включал интерфейс «КА–адаптер» в основных случаях полета РН «Протон»: Старт РН (С I) и разделение I и II ступеней (Р I-II). В качестве полной модели взята динамическая модель КА в формате Крейга–Бэмптона при жестко закрепленном механическом интерфейсе. Ее основные параметры:

Масса КА, кг	4257,4
Расстояние от центра масс КА до плоскости стыка с адаптером, м . . .	1,909
Моменты инерции относительно плоскости стыка с адаптером, кг·м ² :	
I_{yy}	8468
I_{zz}	8253
Число форм колебаний корпуса и навесного оборудования.	443
Частотный диапазон колебаний корпуса и навесного оборудования, Гц.	10,4...99,8

В упрощенной модели сохранены только первые тона поперечных колебаний корпуса КА с частотами 10,4 Гц и 10,5 Гц. В продольном направлении упрощенная модель представляет собой твердое тело.

На рис. 1...4 показаны процессы изменения поперечных и продольных ускорений в плоскости механического интерфейса «КА-адаптер», а также ударные спектры этих процессов (при добротности $Q = 50$) в расчетных случаях С I и Р I-II для полной и упрощенной динамических моделей. Изменение по времени осевых, перерезывающих сил и изгибающих моментов в плоскости механического интерфейса для полной и упрощенной моделей КА показано на рис. 5...10.

Максимальные значения осевых, перерезывающих сил и изгибающих моментов, действующих в плоскости механического интерфейса в расчетных случаях С I и Р I-II, полученные с использованием полной и упрощенной моделей КА, приведены в табл. 1.

Как видно из графиков на рис. 5...10 и таблицы 1, использование упрощенной модели КА приводит к небольшому (до 10%) увеличению усилий в плоскости объединенного механического интерфейса для основных расчетных случаев полета РН «Протон».

Отличие результатов расчетов нагрузок при использовании полной и упрощенной моделей связано с наличием в полной модели КА осцилляторов,

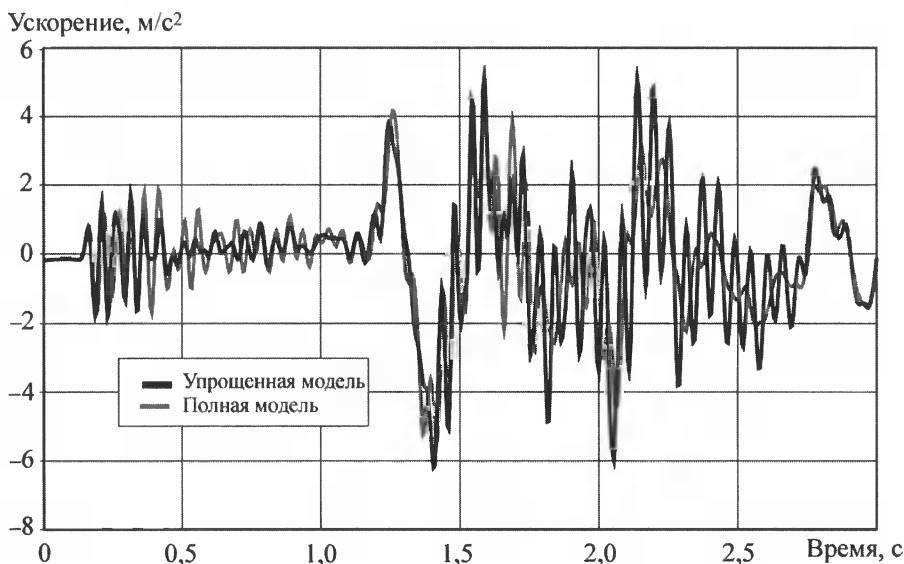


Рис. 1. Изменение по времени поперечных ускорений в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае С I для полной и упрощенной динамических моделей КА

описывающих упруго-подвешенное оборудование и играющих роль слабых динамических гасителей колебаний силового корпуса. Это различие явно просматривается на графиках ударных спектров процессов изменения по времени поперечных и продольных ускорений, показанных на рис. 2 и

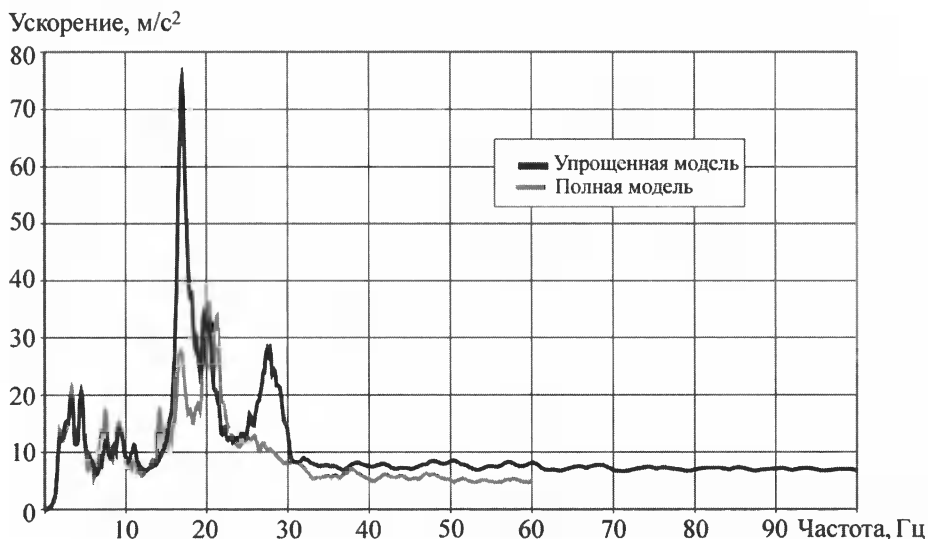


Рис. 2. Ударные спектры динамических процессов изменения поперечных ускорений в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае С I для полной и упрощенной динамических моделей КА

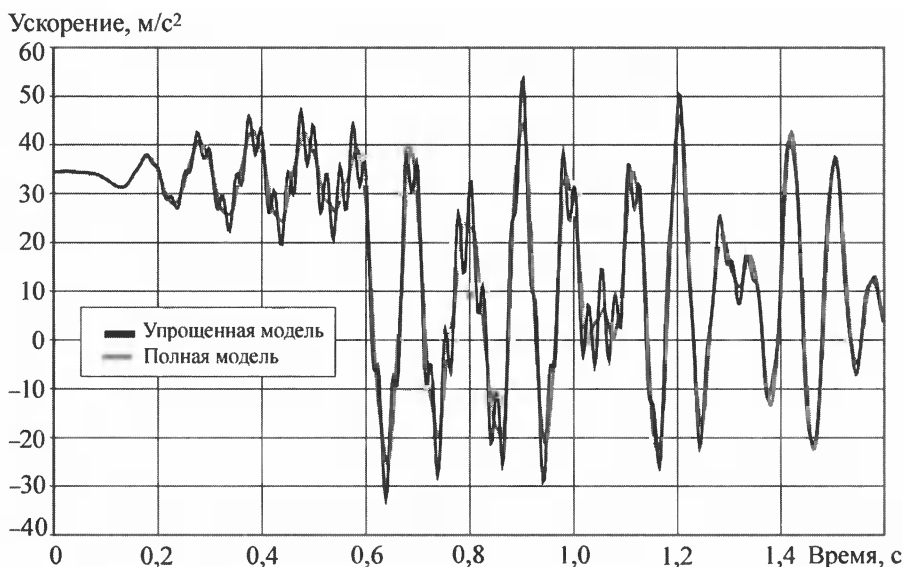


Рис. 3. Изменение по времени продольных ускорений в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае Р I-II для полной и упрощенной динамических моделей КА

рис. 4. В то же время для низкочастотной области (до 30 Гц в продольном направлении и до 15 Гц в поперечном) наблюдается хорошее соответствие ударных спектров как по частотам, так и по амплитудам.

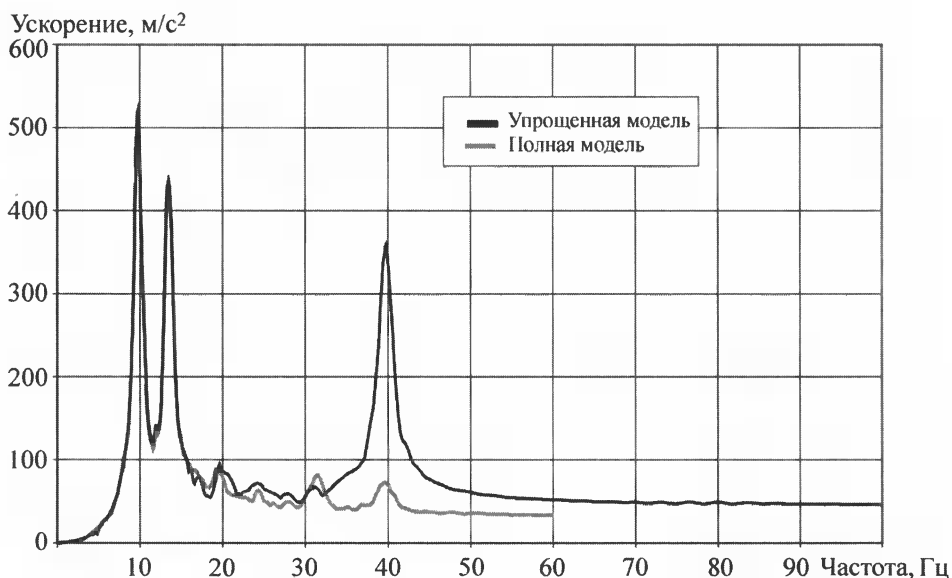


Рис. 4. Ударные спектры динамических процессов изменения продольных ускорений в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае Р I-II для полной и упрощенной динамических моделей КА

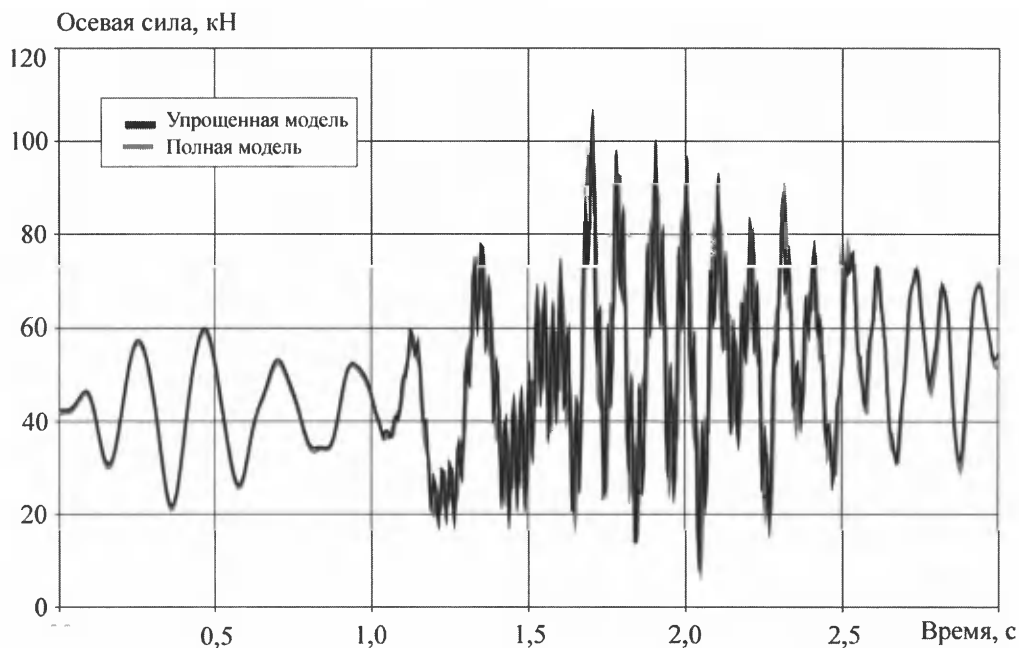


Рис. 5. Изменение по времени осевой силы в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае С I для полной и упрощенной динамических моделей КА

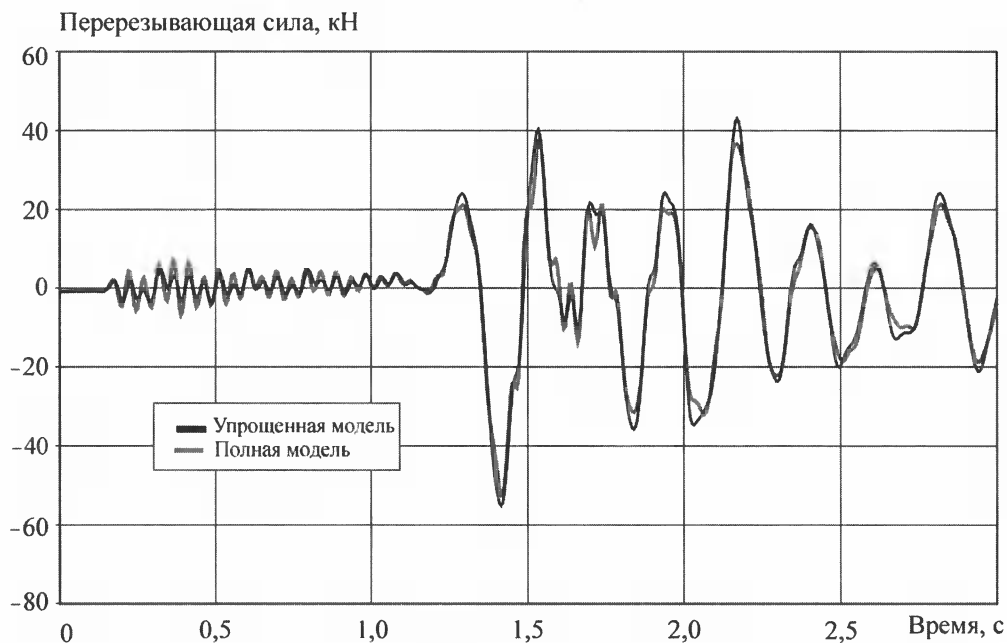


Рис. 6. Изменение по времени перерезывающей силы в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае С I для полной и упрощенной динамических моделей КА

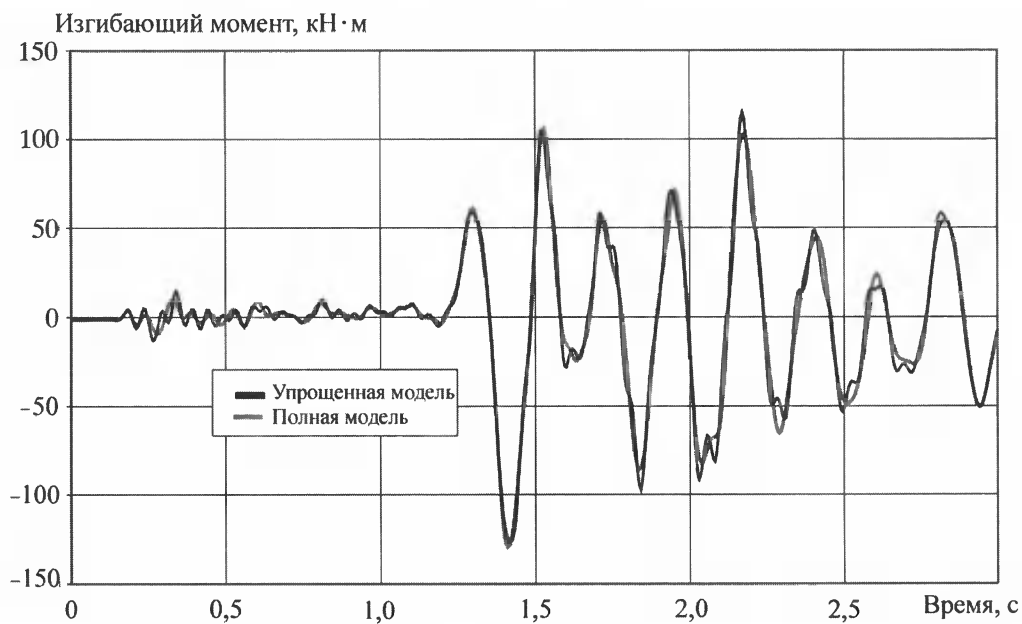


Рис. 7. Изменение по времени изгибающего момента в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае С I для полной и упрощенной динамических моделей КА

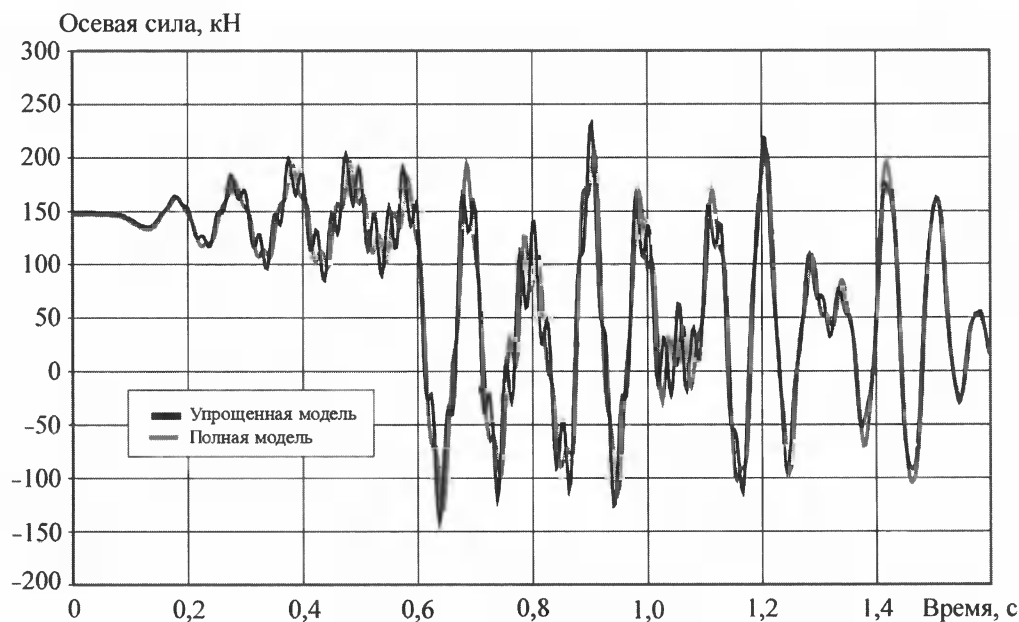


Рис. 8. Изменение по времени осевой силы в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае Р I-II для полной и упрощенной динамических моделей КА

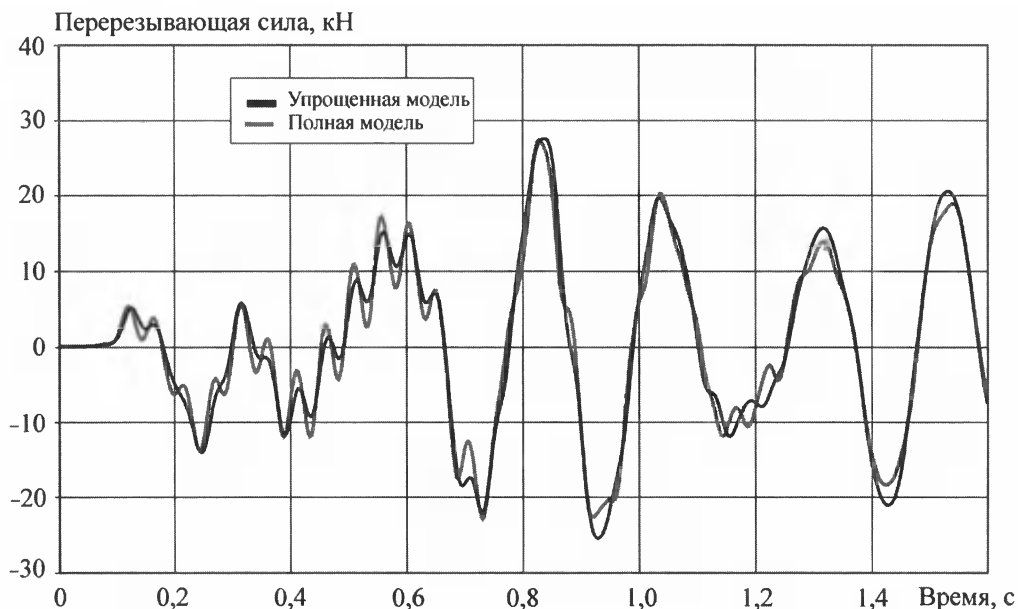


Рис. 9. Изменение по времени перерезывающей силы в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае Р I-II для полной и упрощенной динамических моделей КА

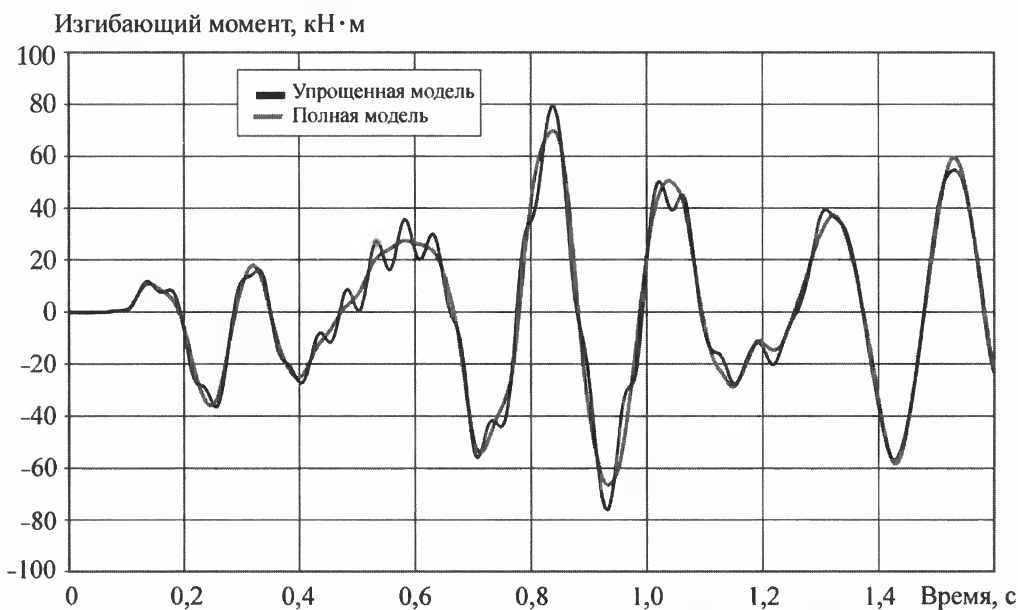


Рис. 10. Изменение по времени изгибающего момента в плоскости интерфейса «КА–адаптер» в расчетном случае Р I-II для полной и упрощенной динамических моделей КА

Таблица 1

Расчетный случай	Тип динамической модели					
	Полная модель			Упрощенная модель		
	Осевая сила, кН	Перерезывающая сила, кН	Изгибающий момент, кН·м	Осевая сила, кН	Перерезывающая сила, кН	Изгибающий момент, кН·м
С I	97,2	53,4	126,5	105,3	55,2	126,3
Р I-II (сжатие)	210,9	27,6	70,1	232,3	27,6	79,5
Р I-II (растяжение)	-128,5	27,6	70,1	-141,4	27,6	79,5

Проведенные расчеты позволяют утверждать, что при испытаниях на гармонические вибрации в указанной выше низкочастотной области упрощенная динамическая модель (имитатор КА) обеспечивает корректное нагружение механического интерфейса «КА–адаптер» с точностью до 10%. Таким образом, зависимость динамической реакции $\bar{F}_i^{\text{им}}$ от параметров имитатора КА для основных расчетных случаев полета РН «Протон» С I и Р I-II может быть принята в виде (4). С учетом того, что моменты инерции J_y , J_z и частоты $(f_y)_1$, $(f_z)_1$ в двух перпендикулярных плоскостях для реальных КА близки, зависимость (4) можно дополнительно упростить, записав ее в виде

$$\bar{F}_i^{\text{им}} = \bar{F}_i^{\text{им}}[M, J, L, f_1, \tilde{S}^{\text{им}}], \quad (5)$$

где $J = J_y \approx J_z$; $f_1 = (f_y)_1 \approx (f_z)_1$.

Для анализа отличия в нагружении объединенного механического интерфейса при действии гармонических вибраций на более высоких частотах был проведен сравнительный расчет динамических сил и моментов, действующих на адаптер со стороны КА (полная модель) и его имитатора (упрощенная модель) на частотах, равных собственным частотам навесного оборудования КА с большими приведенными массами. Величина ускорений в осевом и поперечном направлениях на основании адаптера (стык адаптера с РБ) принималась одинаковой (0,6g), что соответствует нормативному значению ускорений для частот выше 20 Гц. Результаты расчетов показаны в табл. 2.

Из таблицы видно, что на частотах, равных собственным частотам навесного оборудования с большими массами, имитатор вызывает повышенное нагружение (более чем в 3 раза в поперечном направлении и в 1,3 раза в продольном) объединенного механического интерфейса «КА–

Таблица 2

Параметры интерфейса		Направление возбуждения				
		Y (поперечное)		X (продольное)		
		Частота возбуждающей силы, Гц				
		26,402	32,559	38,61	42,529	44,318
		Величина приведенной массы, кг				
		700	157	304	680	718
Интерфейс «имитатор— адаптер»	Ускорение, g	0,6	0,6	0,6	0,6	0,6
	Изгибающий момент, кН·м	19,38	10,04	0	0	0
	Осевая сила, кН	0	0	25,77	25,96	26,01
Интерфейс «КА—адап- тер»	Ускорение, g	0,6	0,6	0,6	0,6	0,6
	Изгибающий момент, кН·м	5,57	4,02	0	0	0
	Осевая сила, кН	0	0	22,35	20,66	20,26

адаптер». Для обеспечения корректного нагружения интерфейса при испытаниях с использованием имитатора следует пропорционально понижать амплитуду гармонического возбуждения в области собственных частот навесного оборудования КА с большими приведенными массами (50 кг и более).

В результате проведенного анализа можно окончательно сформулировать требования, предъявляемые к имитатору КА в части его массово-инерционных и частотных характеристик. При проектировании массово-частотных имитаторов КА для экспериментальной отработки объединенных механических интерфейсов «КА–адаптер» необходимо обеспечить совпадение следующих параметров имитаторов и реальных КА:

- масс и положений центров масс относительно плоскости стыка с адаптером,
- моментов инерции относительно плоскости стыка с адаптером,
- первых собственных корпусных частот поперечных колебаний при жестко закрепленных механических интерфейсах.

Вторая группа требований, предъявляемых к имитатору, касается точности конструктивного воспроизведения механического интерфейса реального КА.

При фланцевой конструкции интерфейса важно точно воспроизвести в имитаторе стыковочный шпангоут, а также часть цилиндрической оболочки силового корпуса КА, влияющую на радиальную жесткость шпангоута. Для воспроизведения механического интерфейса КА, обеспечивающего передачу сосредоточенных нагрузок на адаптер, необходимо иметь информацию о конструкции силовой рамы КА с фтингами и жесткостные параметры связанных с ней элементов силового корпуса КА.

Итак, вторая группа требований, предъявляемых к имитатору КА для наземной стендовой отработки объединенного механического интерфейса «КА–адаптер», состоит в следующем:

- имитатор и КА должны иметь одинаковую конструкцию механического интерфейса;
- к механическому интерфейсу имитатора должна примыкать часть конструкции корпуса КА, влияющая на его жесткость.

Первые массово-частотные имитаторы КА, разработанные в соответствии с указанными выше требованиями, были созданы в связи с коммерческим контрактом на запуски с помощью РН «Протон» двадцати одного КА IRIDIUM американской компании MOTOROLA. Массово-частотный имитатор КА IRIDIUM показан на рис. 11. На рис. 12 и 13 показаны стендовые установки для проведения статических и динамических испытаний объединенных механических интерфейсов «КА–адаптер» по программе «Иридиум» с использованием массово-частотных имитаторов КА.

Стандартная технология экспериментальной отработки разделяемых механических стыков между смежными отсеками, применяемая в отечественной ракетно-космической отрасли, не предусматривает обязательного учета всей предыстории их нагружения перед разделением. В случае объединенного механического интерфейса «КА–адаптер» такой подход не корректен по следующим причинам:

- КА, адаптер и связывающая их система удержания, например, стяжная замковая лента, создаются различными компаниями, использующими собственные материалы, технологии и стандарты;



Рис. 11. Массово-частотный имитатор КА IRIDIUM

- при наземной подготовке РН «Протон», в отличие от многих других РН, существуют операции железнодорожного транспортирования КГЧ и РН с пристыкованными КА по железной дороге, при которых объединенный механический интерфейс «КА–адаптер» испытывает длительное статическое и динамическое нагружение;

- натяжение замковых лент и механических замков под действием статических и вибрационных нагрузок может меняться за счет перераспределения напряжений, местных наклепов и т.п.

Массово-частотные имитаторы КА позволяют организовать испытания объединенных механических интерфейсов в последовательности, соответствующей нагружению реального КА в составе КГЧ и РН при наземных операциях и в полете.

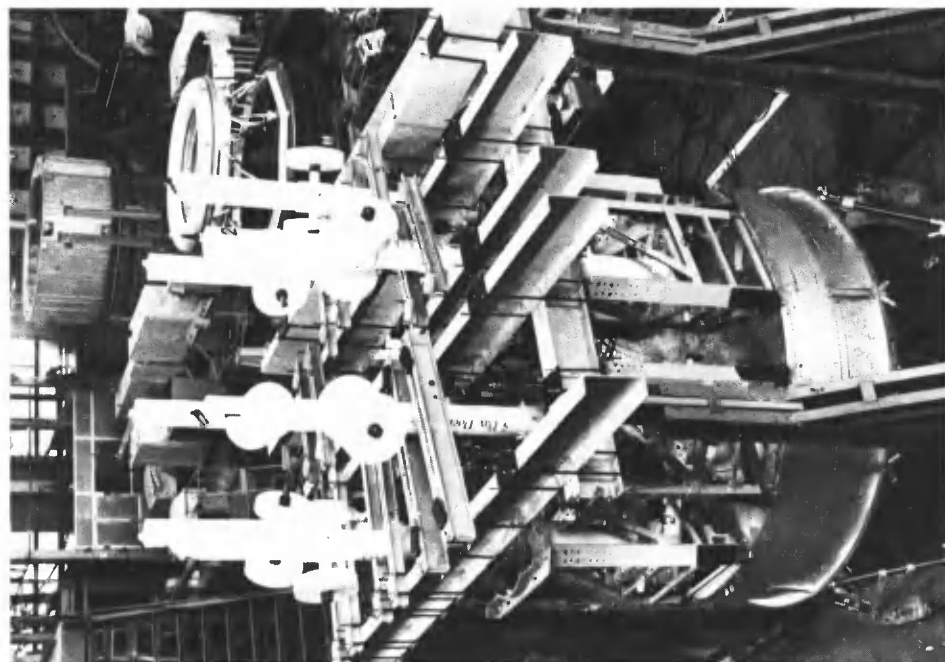


Рис. 12. Статические испытания механических интерфейсов «КА-адаптер»

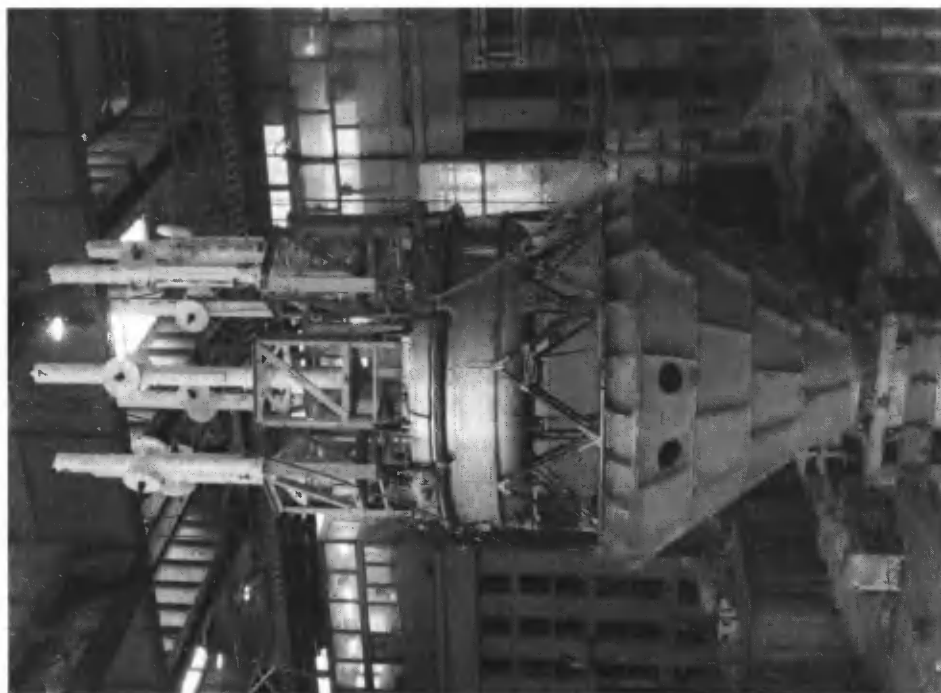


Рис. 13. Динамические испытания механических интерфейсов «КА-адаптер»

Испытания проводятся в такой последовательности:

- транспортные испытания, имитирующие перевозку по железной дороге КГЧ и РН;
- динамические испытания при действии случайных и гармонических полетных вибраций;
- статические испытания при действии максимальных эксплуатационных нагрузок;
- испытания по разделению имитатора КА и адаптера;
- повторная сборка имитатора КА и адаптера;
- статические испытания при действии максимальных расчетных нагрузок.

На рис. 14...16 показаны различные этапы наземной стендовой отработки объединенного механического интерфейса «КА—адаптер» с использованием адаптивных массово-частотных имитаторов тяжелых КА. Адаптивные имитаторы позволяют менять в определенных пределах их массово-инерционные характеристики за счет перемещения грузов и служат для испытаний объединенных механических интерфейсов тяжелых КА, создаваемых на базе одной спутниковой платформы.

Массово-частотные имитаторы КА с небольшими доработками, касающимися системы их обезвешивания, применялись для исследования пространственного движения КА после их отделения от РБ. Проведенный первый демонстрационный запуск РН легкого класса «Рокот» с двумя массово-частотными имитаторами КА IRIDIUM показал хорошее совпадение ускорений на интерфейсах имитаторов с ускорениями, полученными при запуске реальных КА (рис. 17, 18, 19).

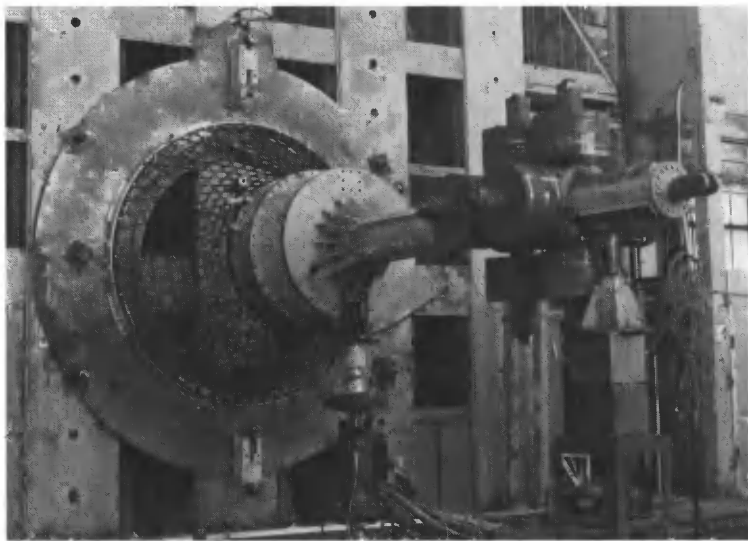


Рис. 14. Транспортные (имитационные) испытания объединенного механического интерфейса «КА—адаптер» с использованием адаптивного массово-частотного имитатора тяжелого КА

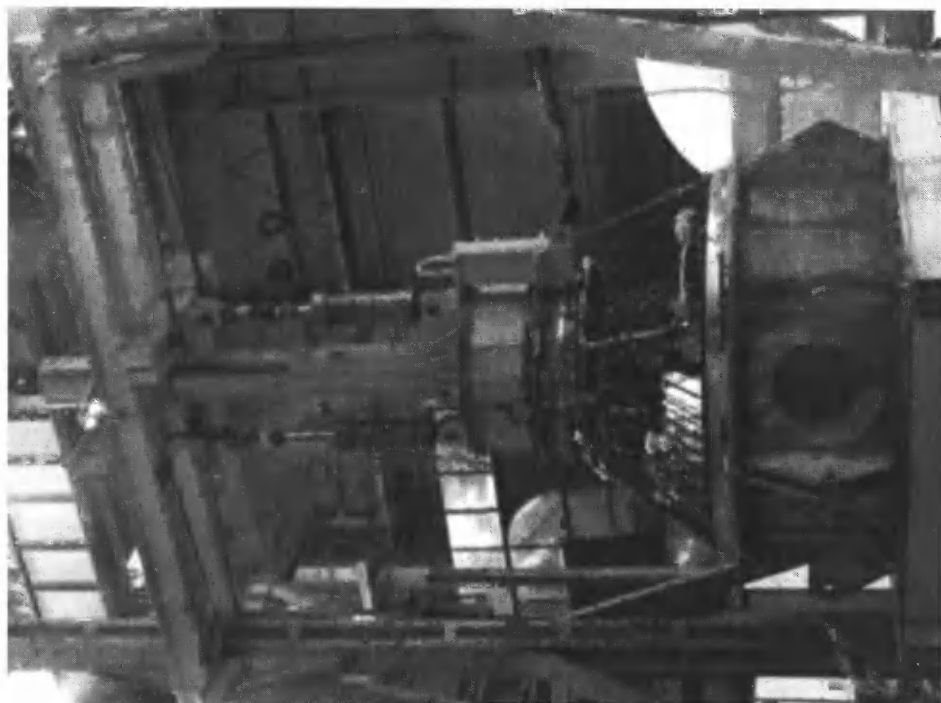


Рис. 15. Статические испытания объединенного механического интерфейса «КА-адаптер»

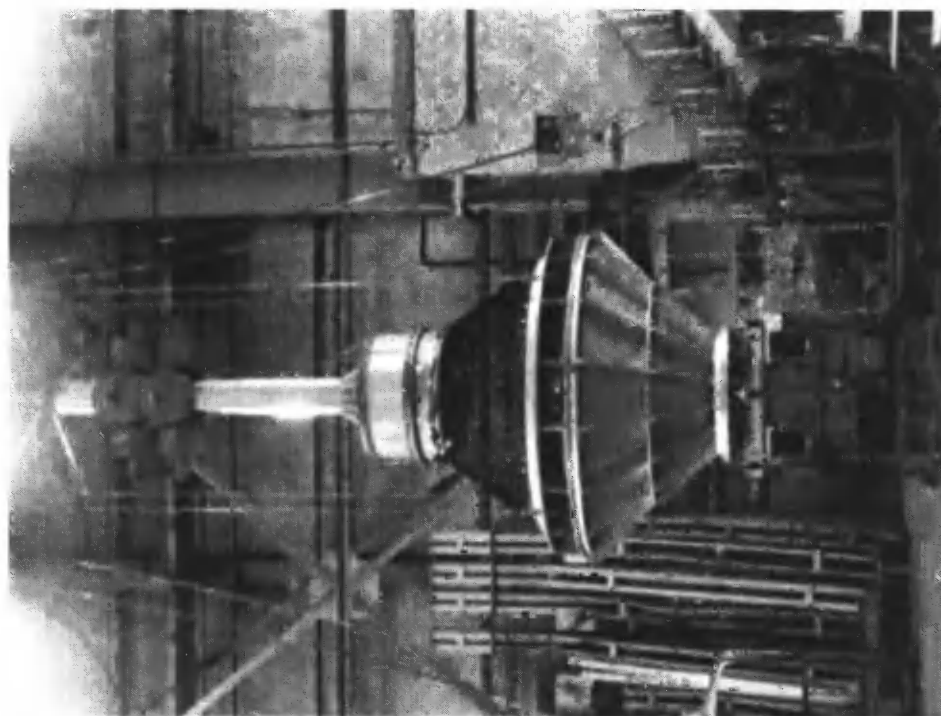
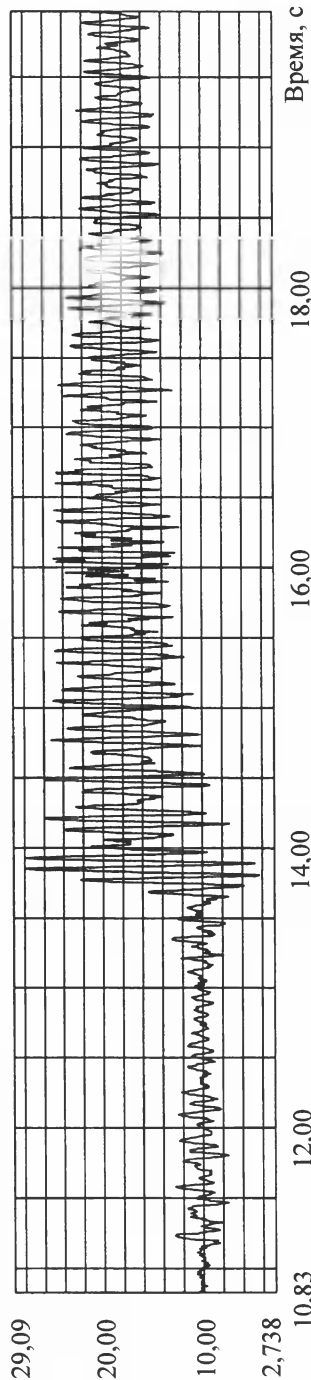


Рис. 16. Динамические испытания объединенного механического интерфейса «КА-адаптер»

Имитаторы космических аппаратов IRIDIUM

Продольное ускорение, м/с^2



КА IRIDIUM

Продольное ускорение, м/с^2

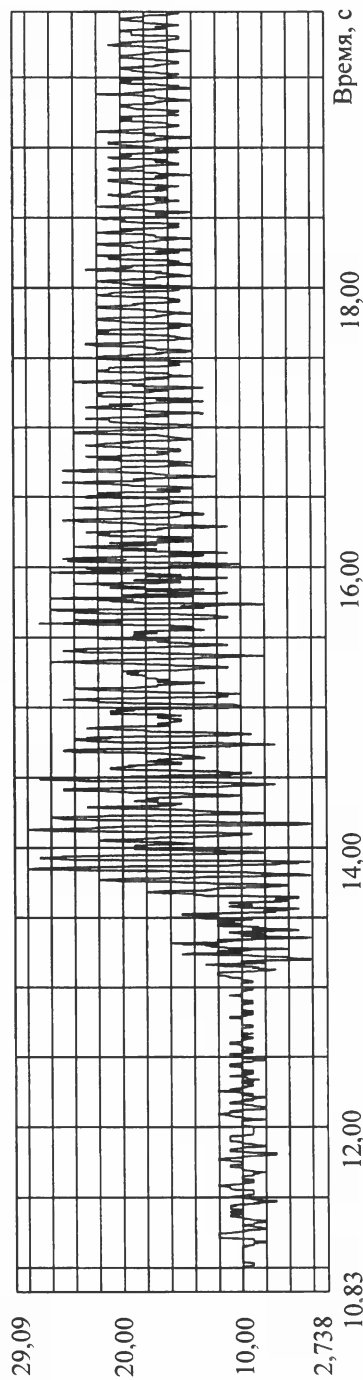


Рис. 17. Изменение по времени продольных ускорений на интерфейсах КА IRIDIUM и их имитаторов в расчетном случае С I

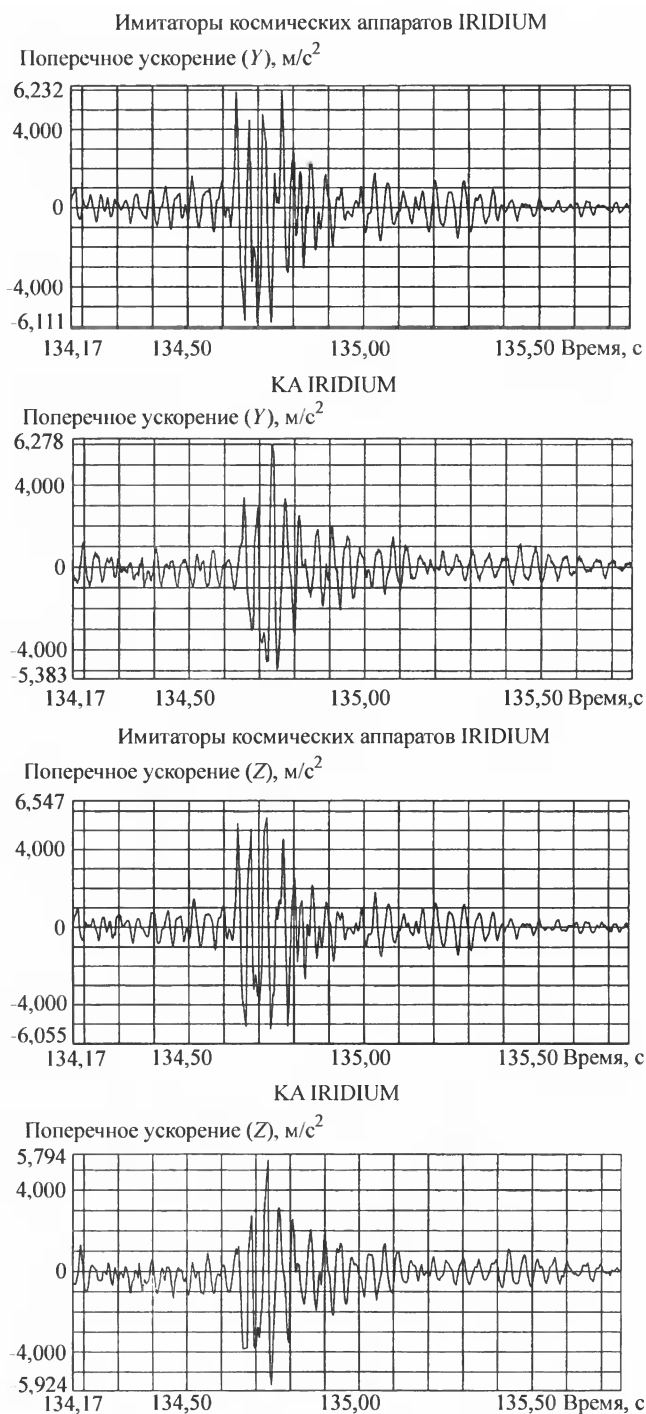


Рис. 18. Изменение по времени поперечных ускорений на интерфейсах КА IRIDIUM и их имитаторов в расчетном случае Р I-II

Имитаторы космических аппаратов IRIDIUM

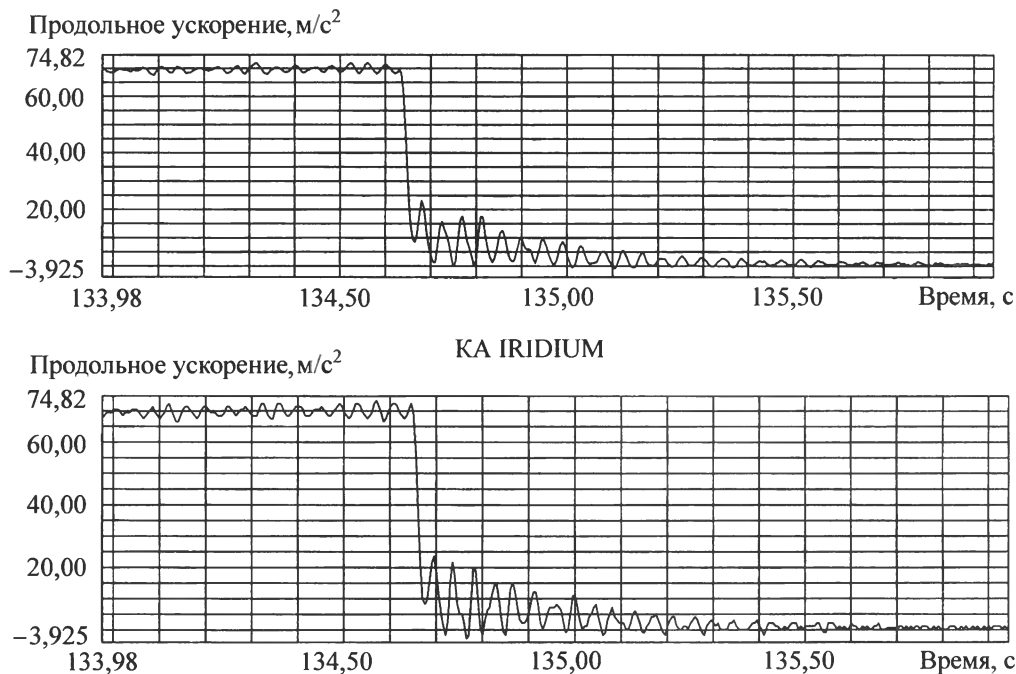


Рис. 19. Изменение по времени продольных ускорений на интерфейсах КА IRIDIUM и их имитаторов в расчетном случае Р I-II

Разница максимальных нагрузок (ускорений), действующих в плоскости механических интерфейсов КА IRIDIUM и их массово-частотных имитаторов, не превысила 3%, что подтверждает результаты теоретического анализа. Массово-частотные имитаторы являются эффективным средством обеспечения комплексной наземной отработки прочности и вибростойкости объединенных механических интерфейсов «КА–адаптер». Они могут также применяться при отработке систем отделения КА, проведении примерочно-стыковочных работ и для демонстрационных запусков РН.

Список литературы

1. Бахтин А.Г., Петроковский С.А., Чаусский Е.М. Применение массово-частотных имитаторов полезной нагрузки при решении задач адаптации зарубежных космических аппаратов к отечественным средствам выведения / *Авиационная промышленность*. 2006. № 2. С. 2–9.
2. Петроковский С.А. Принципы проектирования массово-частотных имитаторов космических аппаратов для наземной отработки объединенных механических интерфейсов «космический аппарат–адаптер» / *Авиационная промышленность*. 2008. № 1. С. 2–7.

Особенности аэродинамического теплообмена при обтекании многоблочных ракет-носителей модульной конструкции

А.С. Кудинов

В настоящее время для выведения полезной нагрузки в широком весовом диапазоне проектируются ракеты-носители (РН) тяжелого и среднего классов, первая и вторая ступени которых состоят из универсальных модулей. Рассматриваются варианты компоновки с двумя и четырьмя универсальными модулями — боковыми блоками второй ступени вокруг центрального модуля, являющегося первой ступенью. Такая компоновка обуславливает сложный характер обтекания РН воздушным потоком в процессе выведения. При сверхзвуковых скоростях полета картина течения носит сложный трехмерный нестационарный характер с возникновением и интерференцией скачков уплотнения, появлением зон с отрывом и присоединением потока, течением в щелевых каналах между боковыми и центральным блоками. Теплообмен на поверхности РН при таком обтекании характеризуется значительными по площади областями усиленного нагрева, а также появлением зон пиковых тепловых нагрузок, на порядки превосходящих нагрузки в невозмущенной области.

Решению задачи о расчете величин тепловых потоков к конкретным элементам конструкции предшествует построение распределения по поверхности всех необходимых параметров течения (давление, температура, скорость) в каждый момент времени по траектории полета, что возможно только при понимании общей картины сверхзвукового обтекания РН. Для установления особенностей структуры течения и определения параметров теплообмена широко применяются методы экспериментальной аэродинамики. Учитывая сложность РН многоблочной компоновки и широкий диапазон параметров набегающего потока по траектории, требуется проведение большого числа испытаний моделей в аэродинамических трубах. Дополнительное препятствие при определении тепловых нагрузок на многоблочную РН модульной конструкции связано с отсутствием аналогичных компоновок отечественной разработки. Отсутствие данных летных измерений увеличивает необходимое число стендовых испытаний.

Рассмотрим структуру течения перед боковым блоком при сверхзвуковом обтекании компоновки, представленном на рис. 1. При анализе внешних обводов многоблочной РН можно помимо бокового блока выделить следующие элементы, оказывающие влияние на картину течения — это излом обтекающей *ОА-АВ-ВС* (надкалиберность головного обтекателя), где линия *АВ* наклонена к оси симметрии на угол β , и наличие местного обтекателя *б* с углом наклона передней поверхности α .

Сверхзвуковой поток движется горизонтально до точки *А*, где происходит изменение угла наклона поверхности, приводящее к развороту потока на угол β вдоль поверхности *АВ* с появлением центрированной волны разрежения в точке *А*. Достигнув следующего излома поверхности в точке *В*, поток, сжимаясь, поворачивает на угол β , приобретая направление течения вдоль поверхности *ВС*. В окрестности т. *В* может возникать локальный от-

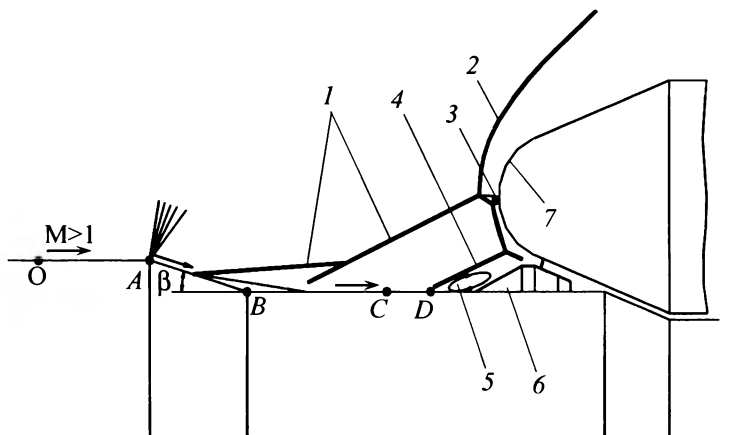


Рис. 1. Схема интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками при турбулентном режиме течения

рыв потока, сопровождающийся характерной λ -образной системой скачков уплотнения. Разворот потока сопровождается появлением косого скачка уплотнения 1 с углом наклона θ , который пересекается с мощным, почти прямым скачком уплотнения 2 перед боковым блоком 7. Местный обтекатель 6 создает положительный градиент давления в направлении вязкого течения (по линии BD), что является необходимым и достаточным условием для появления отрыва потока при достижении критического перепада давления, и перед местным обтекателем 6 возникает область отрывного циркуляционного течения 5. При взаимодействии сверхзвукового потока с областью отрыва появляется еще один косой скачок уплотнения 4, исходящий из точки D , который также пересекается с ударной волной 2 перед боковым блоком.

Существуют шесть типов взаимодействия пересекающихся скачков уплотнения по классификации Эдни [1, 2, 5, 11, 12], которые определяются взаимным пространственным расположением и интенсивностью каждого из них. По результатам экспериментальных исследований определены величины тепловых потоков для каждого из типов взаимодействия и выявлено, что наибольший тепловой поток реализуется при пересечении сильного прямого скачка уплотнения и косого скачка уплотнения с меньшей интенсивностью — так называемый IV или IVa тип интерференции, который сопровождается появлением сверхзвуковой высоконапорной низкоэнтропийной струи газа 3.

Как видно из картины течения на рис. 1, косые скачки уплотнения 1 и 4 пересекают ударную волну от бокового блока под почти прямым углом, что соответствует IV типу интерференции. При этом, как было установлено в экспериментах, обтекатель бокового блока 7, местный обтекатель 6 и поверхность центрального блока подвергаются воздействию пиковых тепловых потоков.

На рис. 2 показана теневая фотография интерференции скачков уплотнения перед обтекателем бокового блока модели многоблочной РН на турбулентном режиме при $M = 6$. Пиковые тепловые нагрузки на обтекателе бокового блока возникают в области, где на него попадает сформировавшаяся при взаимодей-

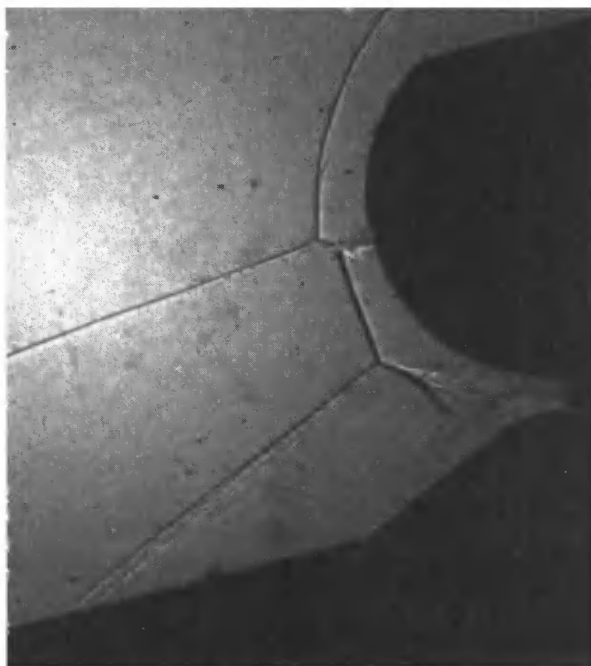


Рис. 2. Теневая фотография интерференции скачков уплотнения

ствии скачков уплотнения сверхзвуковая высоконапорная струя 3. Ее положение относительно поверхности существенно меняется по траектории полета вследствие изменения углов наклона скачков уплотнения. На участке траектории с турбулентным пограничным слоем ($M < 5,5 \dots 6,5$) сверхзвуковая струя с увеличением числа Маха смещается вниз от оси симметрии бокового блока. При переходе от турбулентного к ламинарному режиму обтекания ($M > 7$) отрыв потока может начинаться в точке *A* (рис. 3), и вызванный им скачок уплотнения пересекает головной скачок перед боковым блоком в области его оси симметрии. Таким образом, высоконапорная струя при ламинарном режиме течения попадает на поверхность бокового блока в области оси симметрии.

На рис. 4 показана схема возникновения сверхзвуковой высоконапорной струи газа, вызванной интерференцией косого скачка уплотнения с прямым скачком уплотнения (IV тип интерференции) [3]. Эта струя характеризуется давлением торможения, значительно превышающим уровни давлений торможения сверху и снизу от нее — за скачками уплотнения *A'A* и *B'B* соответственно. Превышение обусловлено значительно меньшими потерями газом полного давления при прохождении системы косых скачков уплотнения внутри струи по сравнению с потерями полного давления при прохождении прямого скачка уплотнения. Прирост энтропии при этом значительно меньше, чем при прохождении прямого скачка уплотнения, поэтому появляющуюся высоконапорную струю называют низкоэнтропийной. Указанные факторы приводят к тому, что место натекания данной струи на поверхность приводит к резкому возрастанию давления и теплообмена.

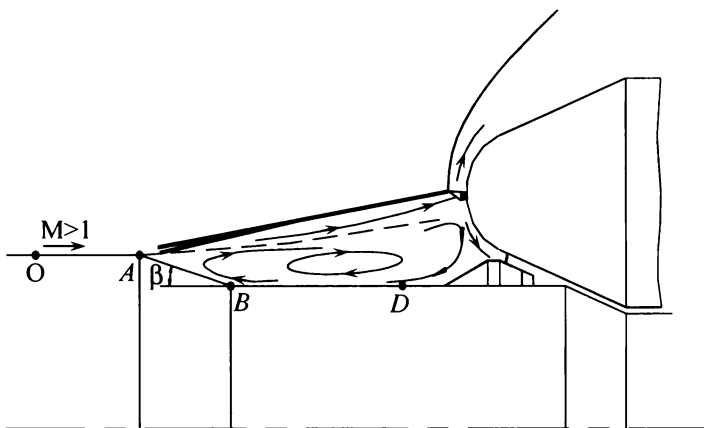


Рис. 3. Схема интерференции скачков уплотнения при ламинарном режиме течения

Необходимо отметить, что при полете в широком диапазоне чисел $M = 1,5 \dots 12$ картина течения существенно меняется с изменением углов наклона скачков уплотнения — тип интерференции переходит от IV к III или I типу. Существенное влияние на картину течения оказывает переход режима обтекания от турбулентного к ламинарному на высотах 40...50 км. Ламинарный отрыв потока начинается значительно раньше турбулентного; как показывает ряд экспериментальных исследований, точка отрыва может находиться на начале излома образующей (точка A на рис. 3). Пограничный

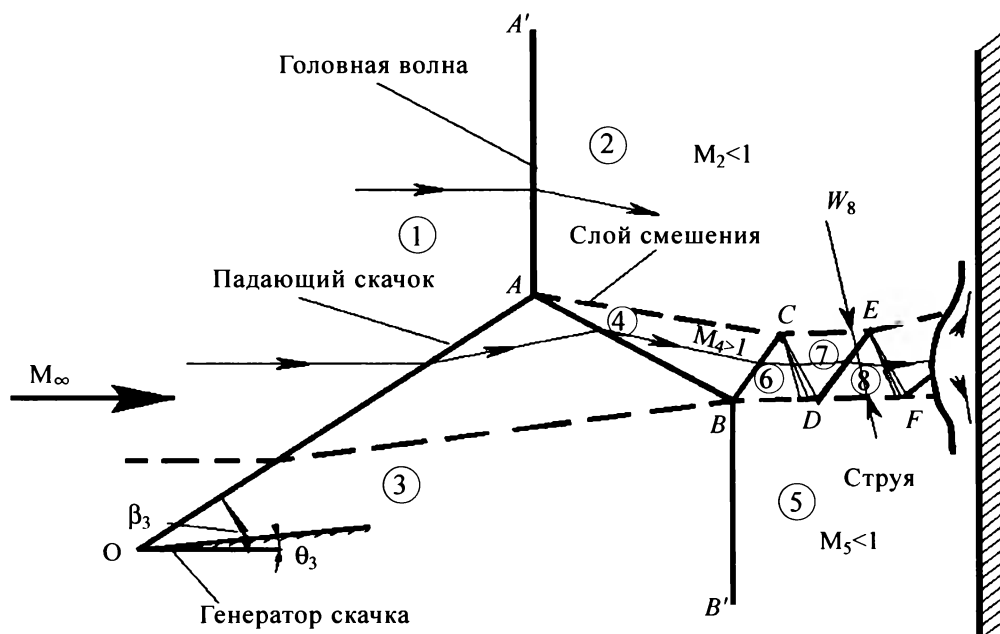


Рис. 4. Схема возникновения сверхзвуковой высоконапорной струи

слоем, нарастающий по длине РН от носка ГО до точки *A* (см. рис. 1), оказывает сильное влияние на структуру течения в области отрыва потока и интерференции. Наличие толстого пограничного слоя при турбулентном и ламинарном режимах течения способствует снижению тепловых нагрузок, но для получения точных количественных данных необходимо проведение специальных исследований, которые ведутся в настоящее время.

При анализе уровня теплового потока к элементам конструкции многоблочной РН в качестве нормирующего параметра примем тепловой поток к цилиндрической поверхности в невозмущенной области, т.е. при отсутствии интерференции скачков уплотнения и их взаимодействия с пограничным слоем. Методика определения тепловых потоков к цилиндрической поверхности РН при выведении является темой отдельного исследования и в данной статье не рассматривается.

Из рассмотрения структуры обтекания многоблочной РН при турбулентном и ламинарном режимах можно выделить узкие зоны пикового усиления теплообмена на поверхности РН и значительные площади, подверженные умеренному усилению теплообмена.

На рис. 5 сплошным цветом закрашены области пикового усиления теплового потока, заштрихованная область соответствует поверхности, подверженной усиленному нагреву. В заштрихованной области степень усиления теплового потока различна как по длине, так и по образующей поверхности. На рис. 5 показаны зоны усиления с одной стороны одного бокового блока из четырех, поэтому в трехмерной постановке указанные области усиления теплового потока будут симметричны относительно образующих, вдоль которых установлены боковые блоки РН (при нулевом угле атаки). В области пиковых тепловых нагрузок тепловой поток составляет $(75...85)q_0$, где q_0 — тепловой поток к цилиндрической поверхности в невозмущенной области. На заштрихованной поверхности усиление меняется в диапазоне $(1,5...7)q_0$.

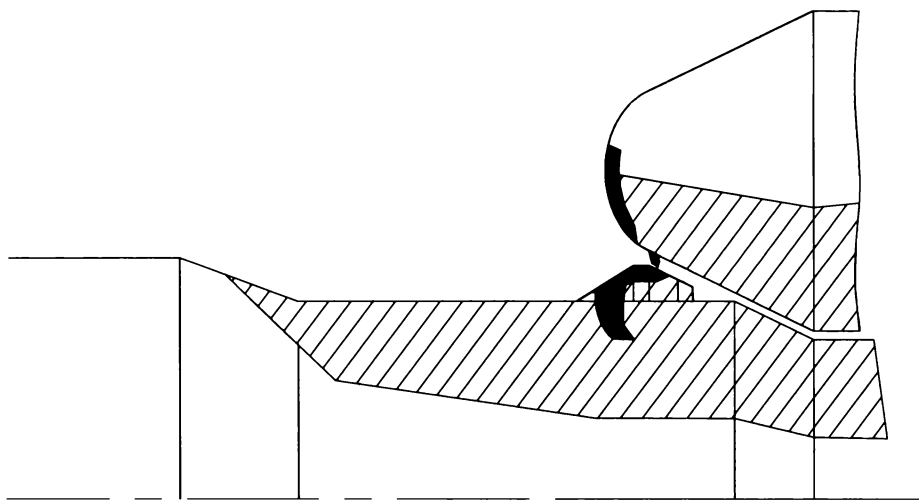


Рис. 5. Схема расположения зон усиления теплообмена

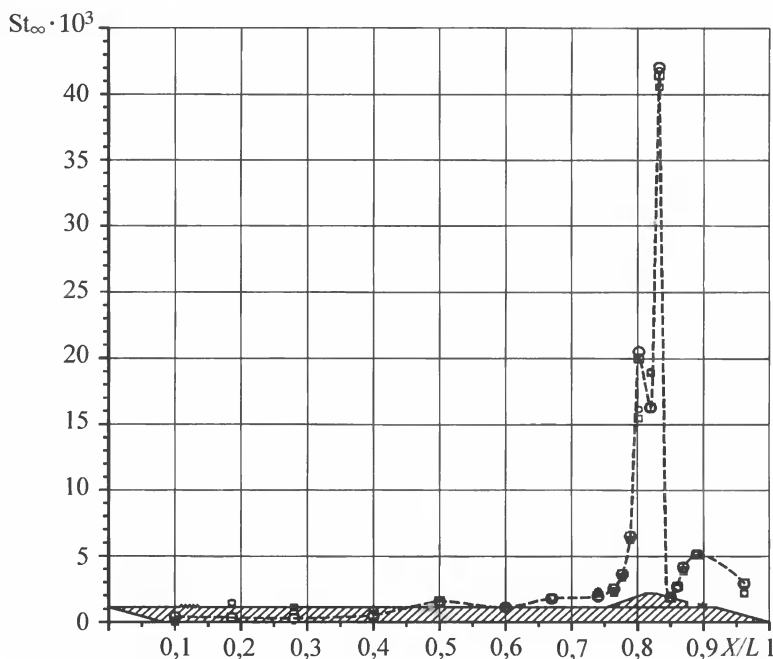


Рис. 6. Распределение теплового потока по поверхности модели центрального блока:
 $M = 6$, угол атаки = 0

На рис. 6 приведено распределение теплового потока по поверхности центрального блока справа от точки B по рис. 1 (боковой блок не показан) в виде безразмерного параметра теплообмена — числа Стантона St . Эти экспериментальные данные получены при испытаниях фрагментарной модели. В области невозмущенного течения (точка с координатой $X/L = 0,1$) число $St = 0,6$. Из рисунка отчетливо видны пики теплового потока на поверхности центрального блока и местного обтекателя. Максимальная величина для данного режима в 72 раза превосходит невозмущенное значение. К настоящему времени крайне мало данных по определению параметров теплообмена в области отрыва потока и интерференции, учитывающих особенности обтекания РН по траектории полета. Такими особенностями являются наличие толстого пограничного слоя перед областью взаимодействия, который нарастает по длине РН до точки отрыва потока, а также турбулентно-ламинарный переход режима течения в пограничном слое.

В работах [4, 7] рассмотрено влияние толщины пограничного слоя на тепловой поток в точке присоединения только за обратным уступом, где получено снижение теплового потока с ростом толщины пограничного слоя, но отрыв потока перед выступающим элементом не рассматривался. Тепловой поток к элементам конструкции в области отрыва потока перед боковыми блоками сильно зависит от температуры торможения в этой области. В большинстве работ по теплообмену в отрывных течениях расчетной температурой является температура торможения $T_{0\infty}$ набегающего потока. Такой под-

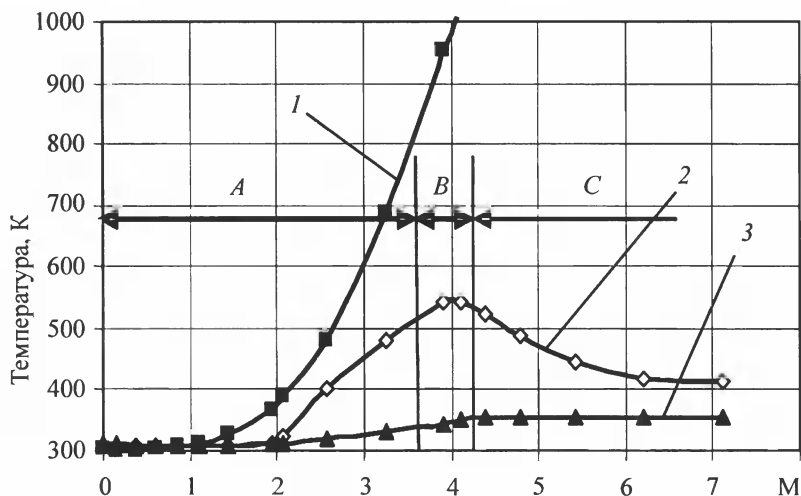


Рис. 7. Сравнение температуры торможения в области отрыва с $T_{0\infty}$

ход справедлив для случая адиабатической поверхности, какой не является поверхность РН; кроме того, он не учитывает перечисленных выше особенностей обтекания. При обтекании РН к началу отрыва потока нарастает толстый пограничный слой. Изменение температуры торможения в области отрывного течения носит немонокотный характер, она достигает максимума при смене режима обтекания от турбулентного к ламинарному, после чего начинает уменьшаться. Это связано с тем, что в область отрывного течения попадают линии тока из пограничного слоя, температура которых лежит в диапазоне от температуры стенки до температуры торможения на разделяющей линии тока. С увеличением толщины пограничного слоя по траектории полета в область отрывного течения приходят линии тока с меньшей температурой торможения.

Из рис. 7 видна разница между температурой торможения набегающего потока 1 и температурой торможения в области отрыва 2, полученной на основе измерений (кривая 3 — температура стенки). Выделено три режима обтекания: *A* — турбулентный, *B* — переходный, *C* — ламинарный. При $M > 6$ и ламинарном режиме обтекания температура торможения в зоне отрыва приближается к температуре стенки 3 перед точкой отрыва. Полученный эффект снижения температуры торможения в области отрыва потока перед боковыми блоками, после дополнительного экспериментального подтверждения, позволит многократно снизить величины тепловых потоков, особенно на ламинарном участке полета.

Рассмотренный пример позволяет снизить тепловые нагрузки на значительной площади РН, отмеченной штриховкой на рис. 5, но зоны пикового усиления теплообмена сохраняются, так как они вызваны интерференцией скачков уплотнения. Для борьбы с ними необходимо менять геометрию обтекаемой поверхности либо применять специальные аэродинамические надстройки на обтекателе бокового блока.

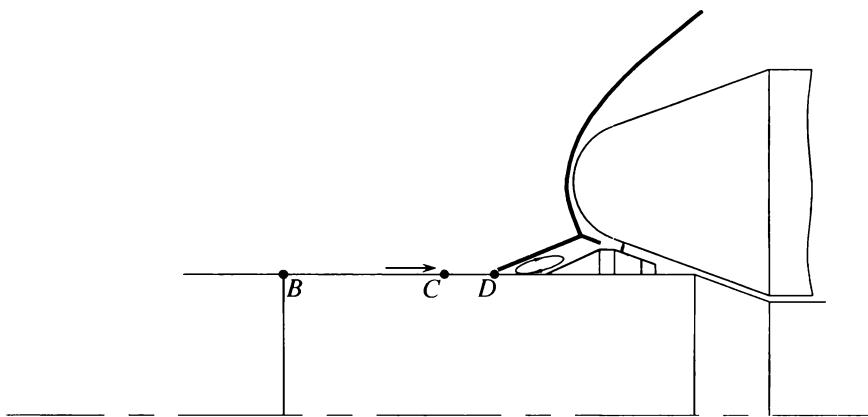


Рис. 8. Схема течения без надкалиберности ГО

В случае, когда диаметр головного обтекателя больше диаметра третьей ступени, возникает обратный уступ (надкалиберность), при обтекании которого сверхзвуковым потоком появляется скачок уплотнения 1 (см. рис. 1). Пересекаясь с головным скачком уплотнения перед боковым блоком, он генерирует высоконапорную струю, и возникают зоны пикового нагрева на поверхности обтекателя бокового блока и поверхности центрального блока под ним. Частично избавиться от этого негативного явления можно, максимально приблизив диаметральные размеры третьей ступени и головного обтекателя. В этом случае реализуется картина течения, показанная на рис. 8. Возникает только один скачок уплотнения, вызванный отрывной областью перед боковым блоком, который пересекается с почти прямым скачком от бокового блока, где появляется одна локальная область пикового теплового потока. Сферическое затупление бокового блока остается подвержено пусть не пиковому, но существенному усилению теплообмена от газа, прошедшего прямой скачок уплотнения.

На практике компоновка РН не позволяет сделать корпус без изломов образующей. Наиболее характерная для многоблочной РН компоновка соответствует показанной на рис. 1. Рассмотрим применение надстройки на обтекателе бокового блока в виде выдвижной аэродинамической иглы с целью ликвидации зон пикового нагрева и снижения тепловых нагрузок на поверхность бокового и центрального блоков. Аэродинамическая игла 4 (рис. 9) разбивает головной скачок уплотнения 2 перед боковым блоком, на ней начинает нарастать пограничный слой, который отрывается при натекании на поверхность бокового блока и возникает косой скачок уплотнения 3, пересекающийся с основным скачком 2 [8, 9]. В точке пересечения реализуется не IV, а III тип интерференции, при котором не появляется сверхзвуковая струя и отсутствуют пиковые усиления теплового потока. Возникающая на поверхности иглы отрывная зона конической формы приводит к тому, что обтекание затупленного бокового блока сменяется обтеканием затупленного тела с «жидким» конусом спереди. Благодаря этому ликвидируются пиковые тепловые нагрузки на поверхность бокового и центрального блоков и сни-

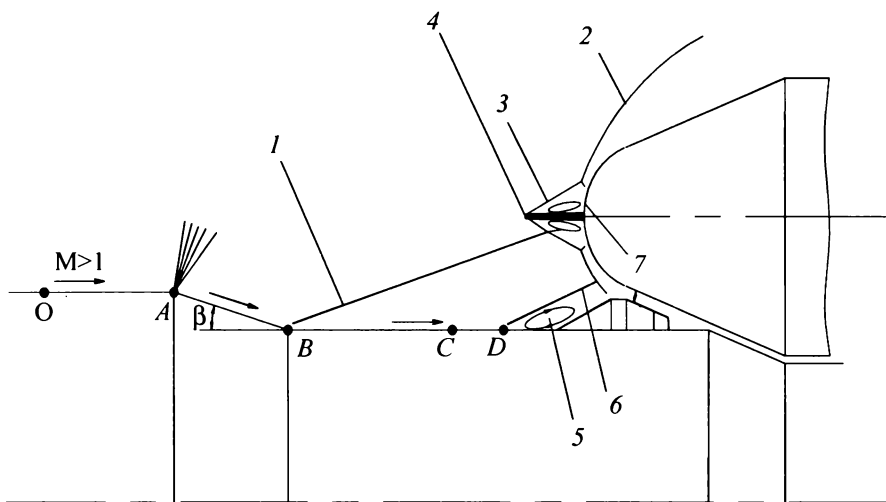


Рис. 9. Схема обтекания многоблочной РН с использованием аэродинамической иглы на обтекателе бокового блока

жается уровень теплового нагружения в целом. Поскольку на дозвуковом и трансзвуковом участках полета нагрева конструкции еще нет, а выступающие перед боковыми блоками аэродинамические иглы могут ухудшить аэродинамические характеристики РН, целесообразно применять выдвижную (телескопическую) конструкцию иглы с началом работы при $M = 2$. В настоящее время проводятся экспериментальные исследования влияния такой надстройки на снижение тепловых нагрузок.

Одной из наиболее сложных особенностей пространственного обтекания многоблочной РН является нестационарный характер структуры течения. В частности, размеры области отрыва потока могут сильно меняться за короткие промежутки времени вследствие бокового растекания; выявлены случаи, когда она практически вырождалась, появляясь затем вновь. Такие эффекты приводят к увеличению тепловых нагрузок. Для анализа этих явлений в ходе испытаний в аэродинамических трубах применяют специальные высокочастотные датчики пульсаций давления и высокоскоростную съемку картины течения.

Список литературы

1. Боровой В.Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
2. Эдди Б.Е. Теплообмен на затупленном теле, сталкивающемся со скачком уплотнения // Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 1. С. 16–24.
3. Hains F.D., Keyes J.W. Shock interference heating in hypersonic flows // AIAA J. 1972. V. 10. № 11. P. 1441–1447.
4. Ром Ж., Зегайнер А. Теплоотдача от высокоэнтропийного ламинарного сверхзвукового потока к двумерному уступу по результатам исследований в ударной трубе // Ракетная техника и космонавтика. 1964. № 2. С. 36–42.

5. **Авдеевский В.С., Медведев К.И.** Физические особенности течения в области отрыва при трехмерном взаимодействии пограничного слоя с ударной волной // Изв. АН СССР, МЖГ. 1967. № 1. С. 25–33.

6. **Bramlette T.T.** Simple Technique for Prediction Type III and IV Shock Interference // AIAA J. 1974. V. 12. № 8. P. 1151–1152.

7. **Мурзинов И.Н.** К определению энтальпии в застойных областях течения // Изв. АН СССР, МЖГ. 1970. № 1. С. 97–101.

8. **Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т.** Аэродинамика отрывных течений. М.: Высш. школа, 1988. 351 с.

9. **Чжен П.** Отрывные течения. Т. 2. М.: Мир, 1972. 280 с.

10. **Калугин В.Т.** Аэродинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 688 с.

11. **Тетерин М.П.** Исследование течения газа в области падения скачка уплотнения на цилиндр, обтекаемый потоком большой сверхзвуковой скорости // Изв. АН СССР, МЖГ. 1967. № 2. С. 143–147.

12. **Тетерин М.П.** Исследование течения газа и теплопередачи в области падения скачка уплотнения на цилиндр, обтекаемый потоком с большой сверхзвуковой скоростью // Изв. АН СССР, МЖГ. 1967. № 3. С. 92–97.

Экспериментально-аналитическая методика определения аэродинамических тепловых потоков на головных обтекателях и способы их уменьшения

И.И. Юрченко

Уменьшение массы теплозащиты головного обтекателя (ГО) в плотных слоях атмосферы при выведении летательных аппаратов — комплексная задача. Она решалась изготовлением ГО из термостойких и легких материалов с нанесением на поверхность ГО, обдуваемую воздушным потоком, малотеплопроводных теплозащитных покрытий с улучшенными свойствами для обеспечения допустимых по требованиям прочности температурных пределов.

Выбор толщины теплозащиты производился в процессе решения уравнения теплопроводности для многослойной конструкции ГО при условии не превышения значений температуры несущей конструкции, допустимых по прочности. При этом на поверхности теплозащиты задавалось граничное условие третьего рода, описывающее теплообмен с воздушным потоком. Физический износ теплозащитных покрытий при выведении, а именно интенсивное газовыделение и сублимация компонентов теплозащитного материала при высоких температурах и скоростных напорах, вызывает изменения в передаче тепла от набегающего потока в конструкцию по сравнению с теплообменом со стойкими конструктивными материалами, такими как металлы. Увеличение шероховатости поверхности теплозащиты вследствие сублимации также сказывается на режиме течения в пограничном слое на поверхности ГО и, как следствие, на интенсивности теплообмена. Однако учет влияния этих процессов на теплооб-

мен нуждается в длительном и всестороннем изучении и дополнительных исследованиях в натурных экспериментах.

Задачей, которая может быть сегодня решена с известной точностью, является определение коэффициента теплообмена на внешней поверхности теплозащиты ГО при выведении. На решение этой задачи, т.е. на расчет величины коэффициентов теплообмена, большое влияние оказывает шероховатость поверхности в окрестности так называемой звуковой точки на сферическом скруглении ГО. Высота поверхностной шероховатости в окрестности звуковой точки, как показали исследования на основе измерений в полете, образует критерий перехода режима течения в пограничном слое на поверхности ГО. Поэтому вторая задача, которую необходимо решить для минимизации массы теплозащиты, — это оценка влияния на поглощенный теплозащитой аэродинамический тепловой поток высоты поверхностной шероховатости в окрестности звуковой точки на носке ГО.

Правильное применение результатов первой задачи, а именно видоизменение граничных условий с учетом образования пузырей внутри слоев краски, которой покрыта поверхность теплозащиты, а также учет влияния уноса на теплообмен на границе «теплозащита — набегающий поток» требуют совершенствования программно-математического обеспечения, применяемого при моделировании. Результатом серии экспериментальных исследований может стать выбор теплостойких покрытий, гарантирующих отсутствие уноса и вскипания на поверхности, с малой шероховатостью поверхности, обеспечивающей меньшую длительность существования на поверхности турбулентной структуры течения и уменьшение, в конечном итоге, поглощенного поверхностью количества тепла.

Первая поставленная задача — определение максимальных и минимальных значений коэффициента теплообмена на границе теплозащиты — решена после выработки рекомендаций по определению режима течения в пограничном слое. На рис. 1 приведены в зависимости от времени расчетные значения коэффициента теплообмена на цилиндрической поверхности ракеты для турбулентного (турб.) и ламинарного (лам.) режимов течения, а также данные измерений термопар № 7 и 8 при пусках № 3...7.

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 из-за значительного увеличения скорости, приводящего к большим числам Рейнольдса, происходит смена режима течения в пограничном слое на ГО из ламинарного в турбулентный. Этот ламинарно-турбулентный переход не оказывает значительного влияния на массу теплозащиты, так как при нем происходит охлаждение конструкции. В полете до высот 35...40 км режим течения в пограничном слое является турбулентным. Переходный режим обтекания имеет место от 35 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 уг-

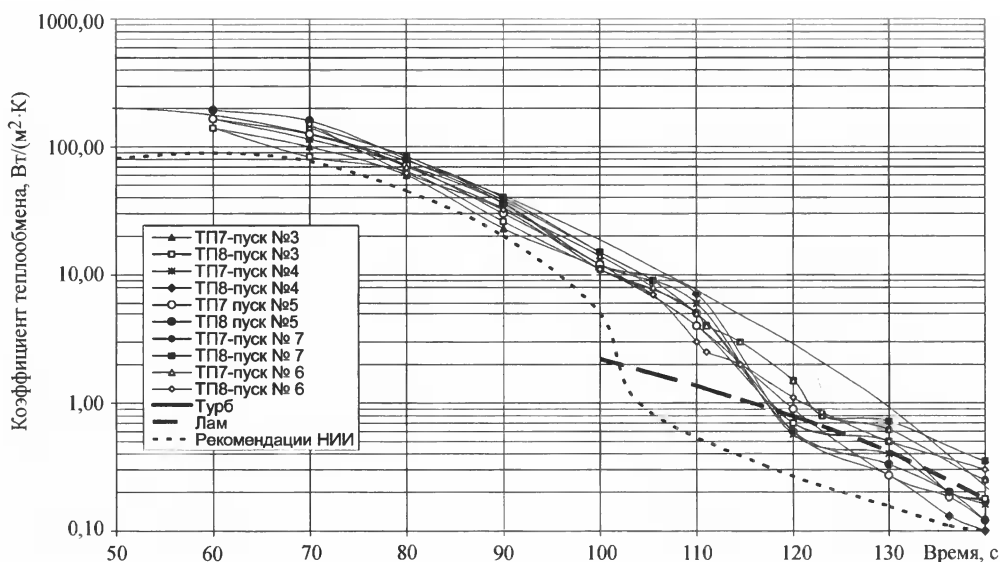


Рис. 1. Типичная зависимость коэффициента теплообмена от времени полета

ла наклона кривой показаний датчиков по сравнению с наклоном турбулентного течения. Концом переходной области, т.е. переходом к ламинарному режиму течения в пограничном слое, считается точка излома экспериментальной кривой и приближения угла ее наклона к расчетной ламинарной зависимости. Переход от турбулентного режима течения к переходному происходит примерно на 105...125 с полета и на 120...140 с — к ламинарному. Поэтому максимальная температура конструкции летательного аппарата (ЛА), которая имеет место примерно на 120...130 с, 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.

Поскольку факторы, вызывающие смену режима течения на поверхности ракеты, изучены недостаточно и систематизированные данные о полетах отсутствовали, 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. Традиционно ГО ракет покрывались теплозащитными материалами с запасом в соответствии с практическим опытом. Наряду с таким консервативным подходом существовали методики, согласно которым начало перехода примерно на 90 с полета обеспечивало существенное уменьшение теплозащиты. Эти методики были основаны на данных измерений в наземных лабораториях. Задачей, решаемой в таких исследованиях, являлось изучение «прямого» ламинарно-турбулентного перехода режима течения в условиях фоновых возмущений потока, отличающихся от полетных, с целью определения положения точки перехода на поверхности. В то время как для расчетов температурных режимов обтека-

теля ЛА важно время начала «обратного» турбулентно-ламинарного перехода, поскольку от него зависит величина максимальной температуры несущей конструкции ЛА, которая достигается в период смены режима течения. Ошибка в учете явления перехода может привести к перегреву и разрушению несущей конструкции. Полет ракеты в течение нескольких десятков секунд в нештатном режиме недопустимо сказался бы на показателях надежности.

Для исследования «обратного» турбулентно-ламинарного перехода был проведен анализ данных летных испытаний. Оказалось, что величина аэродинамических тепловых потоков характеризуется большим (порядка 74%) разбросом, связанным с флуктуациями плотности и температуры в атмосфере, и разбросом, обусловленным явлением турбулентно-ламинарного перехода в пограничном слое, сопровождающимся десятикратным уменьшением тепловых потоков. Методика расчета аэродинамических тепловых потоков, разрабатываемая для минимизации массы конструкции при обеспечении необходимой теплозащиты, должна содержать алгоритм расчета средней ожидаемой величины коэффициента теплообмена и его разбросов и должна опираться на базу данных натурных измерений.

Прежде чем перейти к анализу результатов натурных данных, необходимо кратко остановиться на описании особенностей обтекания затупленных головных частей. 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. Появившиеся экспериментальные исследования на затупленных моделях в наземных лабораториях из многих источников [1, 8, 12, 13] показали, что переход наступал при значениях чисел Рейнольдса, на порядок меньших, чем предлагала теория, причем сразу по всей области сверхзвукового течения, т.е. непосредственно за звуковой точкой на сферическом скруглении. Явление большого различия между результатами линейной теории устойчивости и экспериментальными данными получило название «парадокса затупленного тела» [13]. 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, представленных в работе [6], приведены на рис. 2 в осях M_e и Re_e (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 с расчетом по линейной теории устойчивости 7 и 8. Более низкими числами Рейнольдса перехода сопровождаются данные испытаний 5 в аэродинамических трубах США (586 точек) и 6

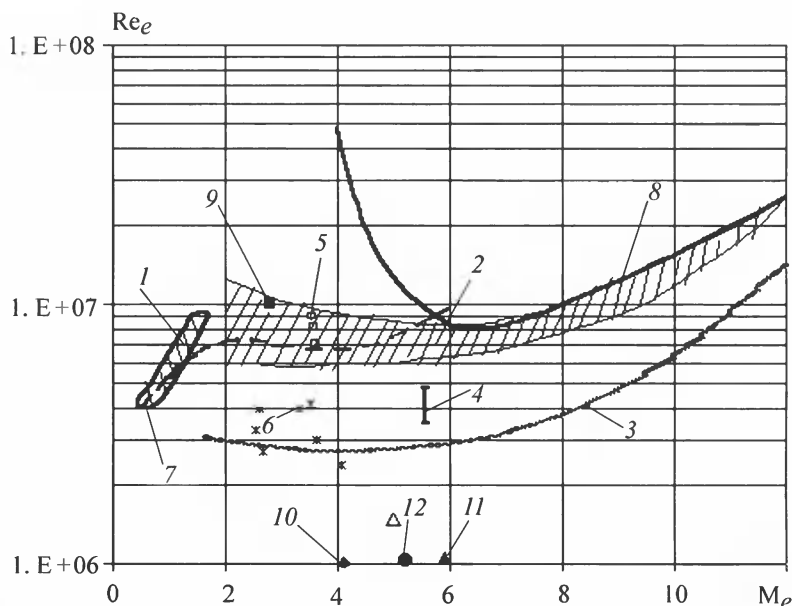


Рис. 2. Сравнение чисел Рейнольдса перехода на остром конусе с данными по переходу на головных обтекателях ракет в полете:

Низкий уровень возмущений потока: 1 — летные данные США на внешней подвеске F-15; 2 — летные данные США для конусов в свободном полете; 5 — малозумная аэродинамическая труба НИЦ Ленгли при $T_w = 1$; 7, 8 — расчет по линейной теории устойчивости; 9 — эксперименты [1] на баллистической установке.

Высокий уровень возмущений потока: 3 — аэродинамические трубы США (586 точек); 4 — аэродинамическая труба ЦАГИ; 6 — летные данные ЛИИ на острых конусах; 10, 12 — летные данные по РКН; 11 — РН «Рокот»

(полет острых конусов на пороховых двигателях), что связано с сильными фоновыми возмущениями потока. Летные данные на ракетах космического назначения (РКН) демонстрируют числа Re перехода еще в два раза меньше, что можно объяснить явлением «парадокса затупленного тела», которое характеризуется более низкими числами Re перехода.

Разброс значений чисел Re перехода можно также объяснить наличием широкого спектра и интенсивности колебаний корпуса РКН при работе маршевых двигателей первой ступени. Этот факт приводит к затягиванию существования в полете РКН турбулентного режима течения, т.е. 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 [4], на затупленных наконечниках, к которым относятся космические головные части (КГЧ), максимальное дестабилизирующее влияние на поток оказывает шероховатость в области

звуковой точки на носке. Полет ракет проходит 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 Re приводит, в конце концов, к ситуации, когда в звуковой точке на скруглении происходит неполная турбулизация потока. При этом формируется зона переходного режима течения с отдельными турбулентными пятнами.

В соответствии с летными данными примерно через 3...5 с имеет место переход от турбулентного к переходному режиму течения по всей поверхности КГЧ (порядка 10...15 м). Это наблюдение позволяет использовать все летные данные для статистического определения границ переходной зоны. Можно предположить, что критерий перехода на головном обтекателе длиной 10...15 м не должен зависеть от местной эффективной длины, а может быть построен по более универсальным характеристикам, используемым при исследованиях на затупленных наконечниках.

Результаты летного эксперимента рассматривались в виде зависимостей размерного коэффициента теплообмена от различных чисел Рейнольдса:

- $Re_{опр}$, построенного по определяющей температуре Эккерта;
- Re_{∞} , построенного по параметрам набегающего 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, т.е. смена турбулентного режима течения переходным, характеризуется по всем четырем группам летных данных значением $Re_{ек} = 20$. При этом значении $Re_{ек}$ 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 $Re_{ек}$, 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 — число Рейнольдса $Re_{ек}$ и его среднеожидаемое значение 20 были получены в результате критериального анализа по методу Реда, описанному ниже.

Критериальное исследование явления перехода сводится к решению следующих 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 [9], Дерлинга [5], Ладермана [2], Ван Дриста [10], Финсона [11], Реда [3, 4] количественное описание ламинарно-турбулентного перехода режима течения в пограничном слое на сферически скругленных моделях как в аэродинамических трубах, так и на баллистических трассах, выполнено с применением способа построения зависимости параметра перехода на основе числа Рейнольдса по параметрам на границе пограничного слоя в звуковой точке на сфере и по толщине потери импульса Re_θ 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 получается некоторое постоянное значение числа Рейнольдса перехода:

$$Re_{\text{пер}} = (\text{параметр перехода}) \cdot (\text{возмущающий фактор}) = A = \text{const.}$$

В работе Реда [4] рассмотрены следующие варианты таких зависимостей:

формула Реда: $Re_\theta = A[k/\theta]^n$;

формула PANT: $Re_\theta = A[kT_w/(\theta T_e)]^n$;

формула Ван Дриста: $\frac{Re_\theta}{(T'/T_e)} = A[k/\theta]^n$, $T'/T_e = 1 + 0,9(T_w/T_e - 1) + 0,048 M_e^2$;

формула Дерлинга: $Re_{\theta_w} = A[\rho_k u_k k / (\rho_e u_e \theta)]^n$.

При этом по результатам наземных испытаний получено [4], что параметром перехода, обеспечивающим наилучшую корреляцию данных многих авторов, является критерий Дерлинга $Re_k = [\rho_k u_k k / \mu_w]_{TR} = 160$.

В летном эксперименте на ракетах-носителях значение критерия Дерлинга составило 45, что примерно в четыре раза меньше данных обобщений Реда. Разброс в 3...5 раз значений критерия Дерлинга объясняется неодинаковостью условий экспериментальных отработок, наличием различных источников фоновых возмущений газового потока, а также меньшей высотой поверхностной шероховатости теплозащитных покрытий головных обтекателей ракет космического назначения. Как показано на рис. 3, наилучшая корреляция данных летного эксперимента на ракетах космического назначения получена при использовании зависимости Реда, 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. По результатам обработки 66 измерительных точек среднее ожидаемое значение числа Рейнольдса Re_{ek} начала перехода из турбулентного режима течения в ламинарный составило 20, конца перехода — 4. Разброс Re_{ek} σ составил 4,65.

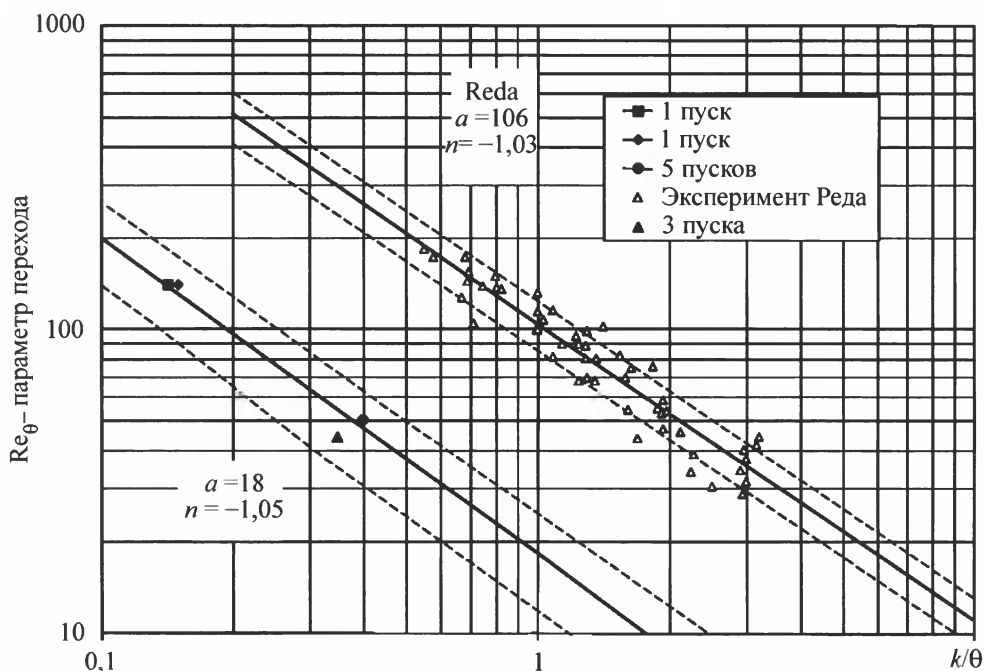


Рис. 3. Критерии перехода $A = Re_{ek} = \rho_c \mu_{ek} / \mu_e = \text{const}$ при сравнении данных летного эксперимента с данными испытаний по баллистической трассе Редда

Полученный в результате летного эксперимента критерий турбулентно-ламинарного перехода и его среднее ожидаемое значение с учетом разбросов являются основой методики расчета максимальных и минимальных коэффициентов теплообмена на поверхности ГО при выведении. Алгоритм расчета среднего значения коэффициента теплообмена был разработан на основе выбора эффективной температуры в пограничном слое, аналогично приему, предложенному Эккертом [7].

Для каждой группы данных натурных измерений, характеризующейся одинаковым набором полетных параметров, проведен выбор новой эффективной температуры T_{eff} , при использовании которой число Нуссельта Nu_{eff} совпадет со средним ожидаемым при чисто турбулентном и чисто ламинарном режимах течения в пограничном слое, полученных из результатов летных измерений. Использование T_{eff} делает универсальным для всех траекторий число Нуссельта Nu_{eff} . Эффективная температура при этом должна вычисляться по следующим формулам:

$$T_{\text{eff}} = 0,36(T_r - T) + 0,81(T_w + T), \text{ если } T_{\text{eff}} < T_0;$$

$$T_{\text{eff}} = T_0, \text{ если } T_{\text{eff}} \geq T_0.$$

При этом число Нуссельта для турбулентного режима течения в пограничном слое вычисляется по формуле: $Nu_{\text{турб}} = 0,0296(Re^*)^{0,8} Pr^{0,33}$, а для

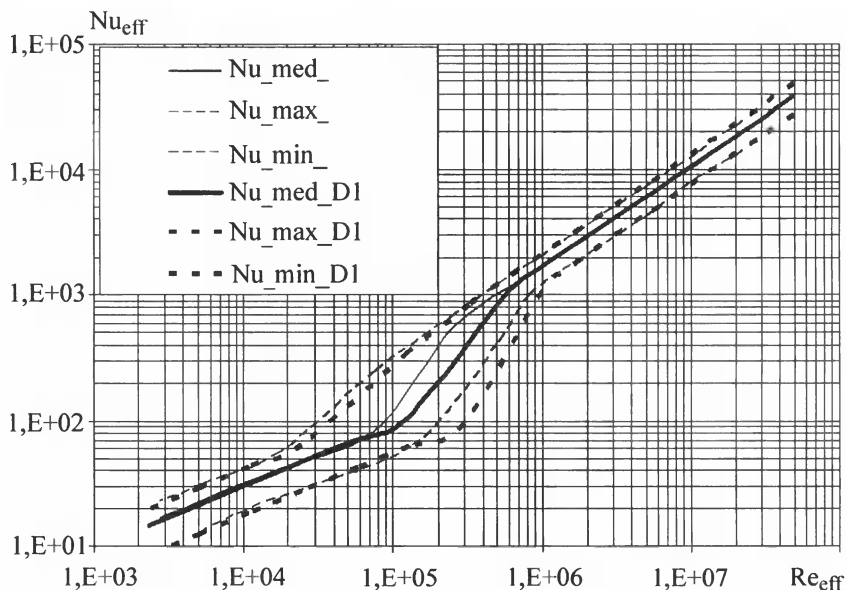


Рис. 4. Значения среднеожидаемых, максимальных и минимальных коэффициентов теплоотдачи с разбросом 3σ числа Нуссельта Nu_{eff} для пуска двух различных ракет с учетом границ перехода в зависимости от числа Рейнольдса Re_{eff}

ламинарного режима течения в пограничном слое по формуле $Nu_{лам} = 0,332(Re^*)^{0,5}Pr^{0,33}$.

Универсальность критерия Nu_{eff} наглядно продемонстрирована на рис. 4, где приведены графики $Nu_{eff} = Nu_{eff}(T_{eff})$ для двух различных ракет. Анализ кривых средних ожидаемых, максимальных и минимальных коэффициентов теплообмена показал, что разброс значений коэффициентов теплообмена составляет $3\sigma = 0,27$ при турбулентном режиме течения в пограничном слое и $3\sigma = 0,42$ при ламинарном режиме течения в пограничном слое.

Помимо перечисленных выше факторов огромное влияние на разброс величин коэффициентов теплообмена имеет момент начала и конца перехода режима течения в пограничном слое из турбулентного в ламинарный.

Следует отметить, что найденное для расчета среднего ожидаемого значения коэффициента теплообмена число Рейнольдса Re_{eff} не дает корреляции различных траекторий по турбулентно-ламинарному переходу режима течения в пограничном слое. Поэтому графики для разных ракет в переходной зоне смещены относительно друг друга. Уточнение расчетов аэродинамических тепловых потоков влияет на выбор толщины теплозащитных покрытий в двух аспектах:

- толщина теплозащиты пропорциональна поглощаемому ее поверхностью тепловому потоку;
- высокий уровень тепловых потоков прогревает поверхностный слой теплозащиты до температур, при которых начинаются испарение и унос теплозащитного материала (440...530 °C). Учет процесса уноса приводит к дополни-

тельному увеличению толщины теплозащиты. Например, на цилиндрической части ГО, использовавшегося при пусках отечественных спутников в 1980-х гг., было нанесено теплозащитное покрытие толщиной 5,5 мм. В соответствии со старым консервативным способом учета явления турбулентно-ламинарного перехода в расчетах тепловых потоков температура на поверхности теплозащиты достигала 589 °С, на унос теплозащиты закладывалось 1,5 мм. Оставшиеся 4 мм покрытия обеспечивали на силовой конструкции допустимую температуру 150 °С. Если расчет тепловых потоков для этого пуска выполнить с учетом границ турбулентно-ламинарного перехода по предлагаемой в настоящей работе методике, то на поверхности теплозащиты расчетная температура не превысит 436 °С, и явление уноса теплозащитного материала можно не учитывать. Это экономит 1,5 мм теплозащиты, и с учетом уточненных тепловых потоков толщина необходимой теплозащиты составит 3 мм. Расчет максимального (с учетом 3σ) аэродинамического теплового потока к цилиндрическому отсекам, выполненный на основе предложенного выше метода, согласуется с результатами данных летного эксперимента и позволяет снизить максимальные тепловые потоки в общей сложности до 15%, что соответствует десяткам килограммов теплозащиты.

Для решения второй поставленной задачи, а именно сведения к нулю поверхностной шероховатости, необходимо оценить степень влияния гладкости на величину коэффициента теплообмена. Это означает, что необходимо определить границы перехода для гладкого ГО. С целью выявления критерия перехода для гладких ГО ракет был проведен анализ влияния на ламинарно-турбулентный переход высоты поверхностной шероховатости. На рис. 5 представлены данные А. Диметриадеса [12] в

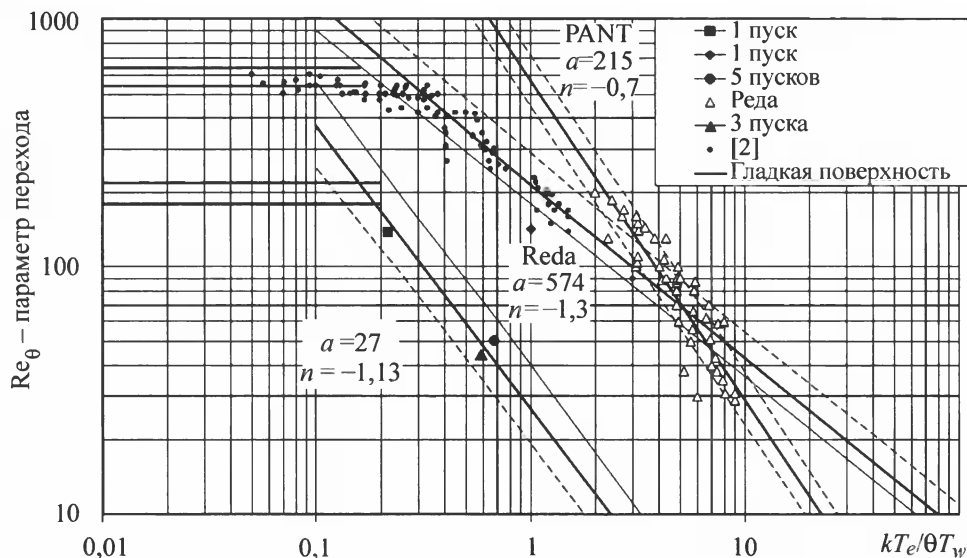


Рис. 5. Сравнение данных настоящего исследования с данными для затупленных тел в аэродинамических трубах, программы PANT и данными на баллистических трассах Реда

горле сопла в сравнении с данными о переходе на затупленных телах Ладермана и эмпирической формулой Андерсона (PANT). Результаты измерений, приведенные на рис. 5, показывают, что при больших значениях параметра шероховатости $\frac{k}{\theta} \frac{T_e}{T_w}$ данные А. Диметриадеса хорошо со-

гласуются с данными других авторов. На рис. 5 каждая из точек представляет собой осредненное по нескольким измерительным точкам значение для ракет-носителей одного типа, запущенных от одного до нескольких раз по одинаковой траектории, а пунктирные прямые соответствуют разбросу $\pm 3\sigma$. По данным рис. 5 можно сделать вывод о том, что в полете турбулентно-ламинарный переход режима течения в пограничном слое наступает при числах Рейнольдса Re_θ , 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. Предельное значение числа Рейнольдса Re_θ по Диметриадесу, вычисленное по толщине потери импульса на теплоизолированной плоской пластине, установленной в рабочей части сопла при числе Маха 3, оказалось равным 600 [12]. Эксперименты В.Ф. Алымова

на баллистических трассах [1] на моделях с микрошероховатостью $\frac{k}{\theta} \frac{T_e}{T_w} \approx$

$\approx 10^{-2}$ также продемонстрировали близкое значение числа Рейнольдса перехода $Re_\theta = 720$. Проводя аналогию между данными наземных экспериментов и летными данными, можно предположить, что в условиях стремящейся к нулю высоты поверхностной шероховатости число Рейнольдса перехода в полетах ракет достигает некоторого предельного значения $Re_\theta = 200$. Для ракет с малым радиусом скругления ГО (около 0,2 м) выигрыш во времени начала турбулентно-ламинарного перехода составит примерно 20 с. Такое уменьшение длительности воздействия высоких турбулентных тепловых потоков на теплозащиту позволит уменьшить ее толщину еще на величину до 30%. Для ракет с большим радиусом скругления ГО (1 м и более) уменьшение толщины теплозащиты коснется только передней части ГО.

Третья задача видоизменения граничных условий с учетом изменений, происходящих в материале теплозащиты под действием высоких температур и скоростных напоров, не решена полностью. Проведены частичные исследования влияния вспучивания краски, покрывающей теплозащиту, которое происходит при температурах выше $+100^\circ\text{C}$. Оказалось, что появление пузырьков газа уменьшает приток тепла в конструкцию. Но этот эффект на головных обтекателях происходит примерно на 65-й секунде полета для легких

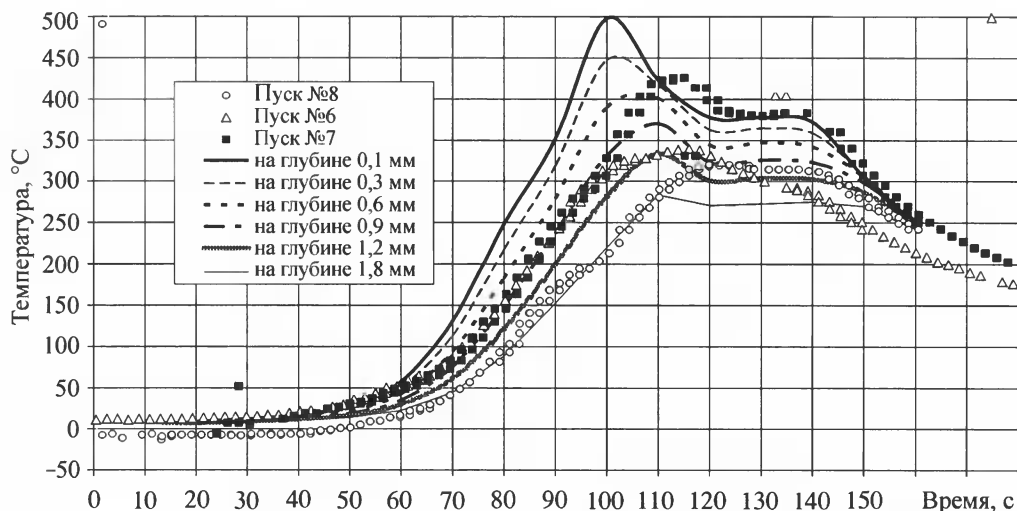


Рис. 6. Сравнение данных измерений температуры в слоях теплозащиты с результатами расчета температуры слоев на различной глубине в теплозащите

ракет и на 75-й секунде для ракет тяжелого класса, он кратковременен и значительных изменений в теплоприток в конструкцию не вносит. Явление уноса теплозащиты, которое наступает при достижении некоторой температуры уноса, также изучено крайне слабо.

Косвенные данные об уносе теплозащиты получены в результате натурных измерений температуры термопарами, проложенными вблизи поверхности теплозащиты на ГО. Термопары закладываются на неконтролируемой глубине, но по расчетным значениям температуры в слоях теплозащиты можно установить их начальную координату. На рис. 6 представлены данные натурных измерений на конической проставке ГО при трех штатных пусках (№ 6, 7 и 8) по одной и той же траектории, а также результаты расчета температуры слоев внутри теплозащиты при задании на поверхности теплозащиты тепловых потоков по измерениям калориметрических датчиков, установленных рядом. Показания термопары при пуске № 7, изначально проложенной на глубине 0,9 мм, имеют тенденцию к скачкообразному изменению температуры при достижении на поверхности температуры более 330 °С. Это может быть вызвано уменьшением толщины материала над термопарой вследствие уноса.

Список литературы

1. **Алымов В.Ф.** Исследование на баллистической установке перехода от ламинарного режима течения к турбулентному в пограничном слое на конических и сферических моделях при сверхзвуковых скоростях полета. Турбулентный пограничный слой. Тезисы докладов ежегодной научной Школы-семинара ЦАГИ «Механика жидкости и газа». 1991. С. 421.
2. **Laderman A.J.** Effect of Surface Roughness on Blunt Body Boundary — Layer Transition // J. Spacecraft. Vol. 14. No. 4. April 1977. P. 253–255.
3. **Reda D.C., Leverance R.** Boundary-layer Transition Experiments on Pre-Ablated Graphite Nostetips in a Hyperballistics Range // AIAA PAPER. No. 76–356. См. также: Патентная техника и космонавтика. 1977. Т. 15. № 3. С. 22–24.

4. **Редз Д.К.** Корреляция данных по переходу пограничного слоя на поверхности наконечника при испытаниях на баллистической трассе // Ракетная техника и космонавтика. 1981. Т. 19. № 4. С. 67–81.

5. **Dirling R.B.** Asymmetric Nose tip Shape Change During Atmospheric Entry // AIAA PAPER. No. 77–779. 1977.

6. **Скуратов А.С., Федоров А.В., Шогин Ю.Н.** Анализ летных данных по ламинарно-турбулентному переходу пограничного слоя на острых гладких и шероховатых конусах // Сборник докладов ежегодной научной Школы-семинара ЦАГИ «Механика жидкости и газа». Методы исследования гиперзвуковых летательных аппаратов. Часть 2. 1994. С. 53–59.

7. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М: Наука, 1974. 711 с.

8. **Smith A.M.O., Clutter D.W.** The Smallest Height of Roughness Capable of Affecting Boundary-layer Transition // Journal of the Aero/Space Sciences. April 1959. P. 229–245.

9. **Anderson A.D.** Passive Nosetip Technology (PANT) Program, Interim Report. Volume X. Appendix A: Boundary Layer Transition on Nostetips with Rough Surfaces. SAMSO-TR-74-86. Jan. 1975.

10. **Van Driest E.R. and Blumer C.D.** Boundary-layer Transition at Supersonic Speeds: Roughness Effects with Heat Transfer. AIAA Journal. Vol. 5. p. 603–607. April 1968. См. также: Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 4. С. 33–39.

11. **Finson M.L.** An Analyses of Nostetip Boundary Layer Transition Data. AFOSR-TR-76-1106. Aug. 1976.

12. **Диметриадес А.** Влияние шероховатости на переход пограничного слоя в горле сопла // Ракетная техника и космонавтика. 1981. Т. 19. № 4. С. 33–42.

13. **Merkle C.L.** Stability and Transition in Boundary Layer on Reentry Vehicles Nostetips. AFOSR TR 76-1107. 1976.

Обеспечение тепловых режимов при запусках зарубежных КА

Ю.Н. Винокуров, Е.И. Постояк

К настоящему времени ГКНПЦ им. М.В. Хруничева вывел на целевые орбиты более 30 иностранных космических аппаратов (КА). Основным средством выведения является ракета космического назначения (РКН) «Протон» с разгонным блоком (РБ). Кроме РКН «Протон» для выведения легких КА на низкие и средние орбиты используется РКН «Рокот» с РБ. Требования к тепловым режимам КА зарубежного производства при наземной подготовке и на этапе выведения КА представлены в следующих документах: документ контроля интерфейсов (ДКИ) и тепловая математическая модель (ТММ) КА.

В ДКИ предъявляются требования к температуре и влажности окружающей КА воздушной среды и температурам конструкции КА при наземной подготовке, а также к максимальным значениям тепловых потоков, воздействующих на КА, и температурам конструкции КА в полете при выведении.

С целью прогнозирования температур конструкции КА по требованию Заказчика выполняется тепловой анализ с использованием ТММ. В ТММ

задаются теплоемкости элементов КА, тепловые связи между ними, а также циклограммы работы приборов с их тепловыделениями, описание геометрии КА с оптическими свойствами поверхностей и допустимые максимальные и минимальные температуры элементов конструкции КА — узлов ТММ.

Работы по обеспечению тепловых режимов, выполняемые ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, представлены на рис. 1 — для наземной подготовки и на рис. 2 — для полета, т.е. выведения на целевую орбиту.

Обеспечение тепловых режимов при наземной подготовке иностранных КА потребовало от ГКНПЦ им. М.В. Хруничева монтажа новых систем кондиционирования в зданиях с повышенными требованиями к чистоте подаваемого воздуха. Подача кондиционированного воздуха осуществляется на всех этапах, в том числе при транспортировках (рис. 3), кроме вертикализации РН (рис. 4). Также потребовалось улучшить термостатирование КА не только на техническом комплексе (ТК), но и на стартовом (СК). На СК появилась в дополнение к имевшейся воздушной системе обеспечения тепловых режимов (ВСОТР) локальная воздушная система кондиционирования, которая при необходимости используется для обдува каких-либо элементов КА (обычно аккумуляторных батарей) с температурой воздуха, отличной от температуры воздуха, подаваемого основной системой ВСОТР. Для подачи воздуха к аккумуляторным батареям в головном обтекателе делаются дополнительные технологические люки.

Кроме локальной воздушной системы кондиционирования предусмотрена дополнительная возможность термостатирования КА на СК с помощью жидкостной системы обеспечения тепловых режимов (ЖСОТР), обеспечивающей подачу жидкости с необходимой температурой к жидкостным радиаторам на внутренней поверхности головного обтекателя (ГО). Наличие ЖСОТР особенно актуально при экстремальных температурах окружающей среды, так как позволяет сохранять температуру воздуха внутри ГО на заключительном предстартовом этапе в течение приблизительно 1,5 ч, когда башня обслуживания отведена от РКН и воздушное термостатирование от ВСОТР отсутствует. На рис. 5 показаны расположенные на внутренней поверхности ГО трубчатые радиаторы, через которые прокачивается жидкость-теплоноситель от ЖСОТР. Для уменьшения теплообмена с окружающей средой внутри ГО устанавливается теплоизоляция толщиной 40 мм, которая облицовывается со стороны КА пленкой с низкой степенью черноты $\epsilon < 0,1$.

Опыт подготовки выполненных пусков подтвердил эффективность принятых решений. Требуемый тепловой режим КА и его элементов обеспечивался при стартовой подготовке в самых экстремальных сезонных условиях.

В ДКИ предъявляются требования к максимальной величине теплового потока, излучаемого внутренней поверхностью ГО на КА, и требования к свободномолекулярному тепловому потоку, действующему на КА после сброса ГО.

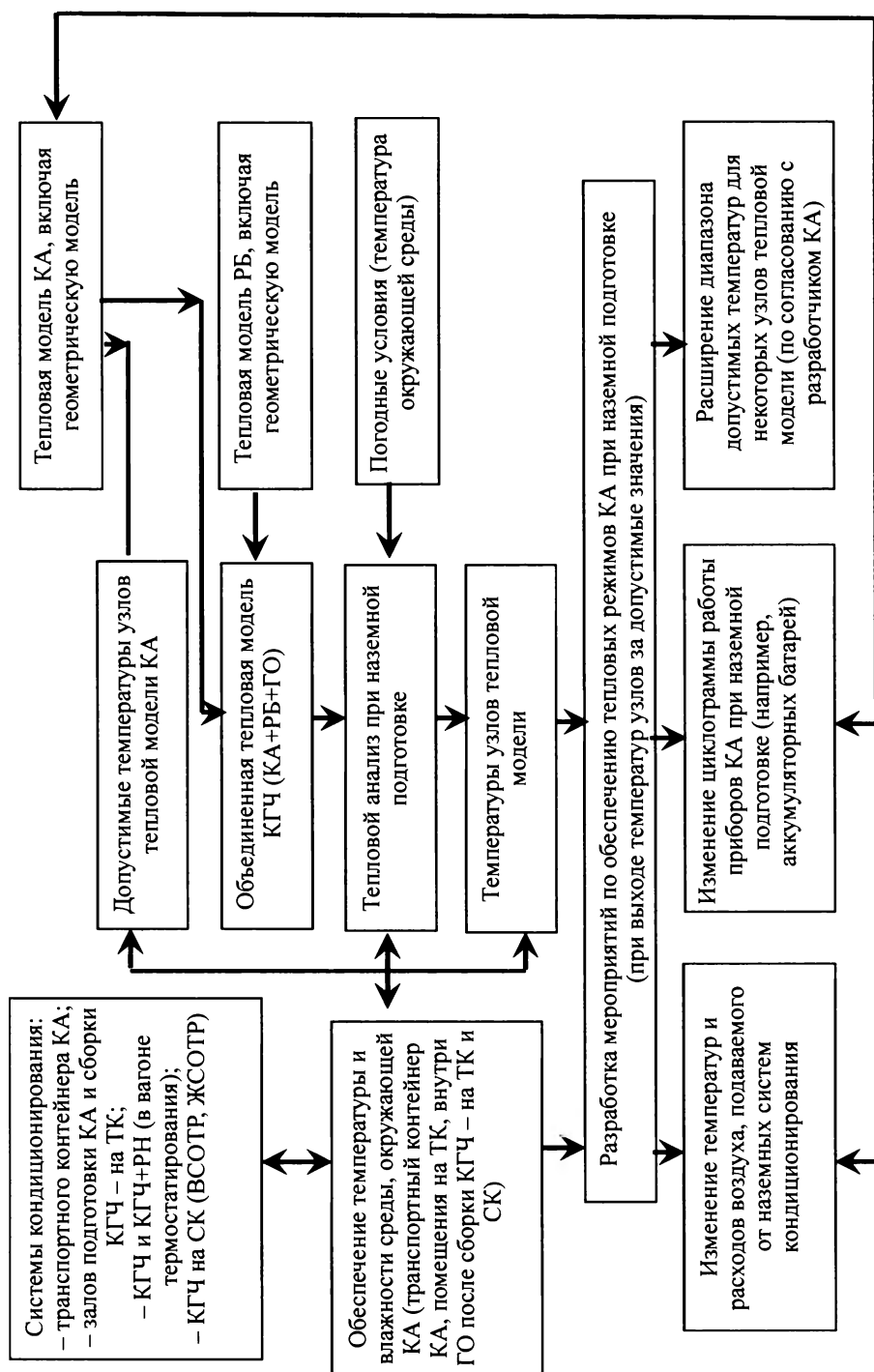


Рис. 1. Обеспечение тепловых режимов КА при наземной подготовке

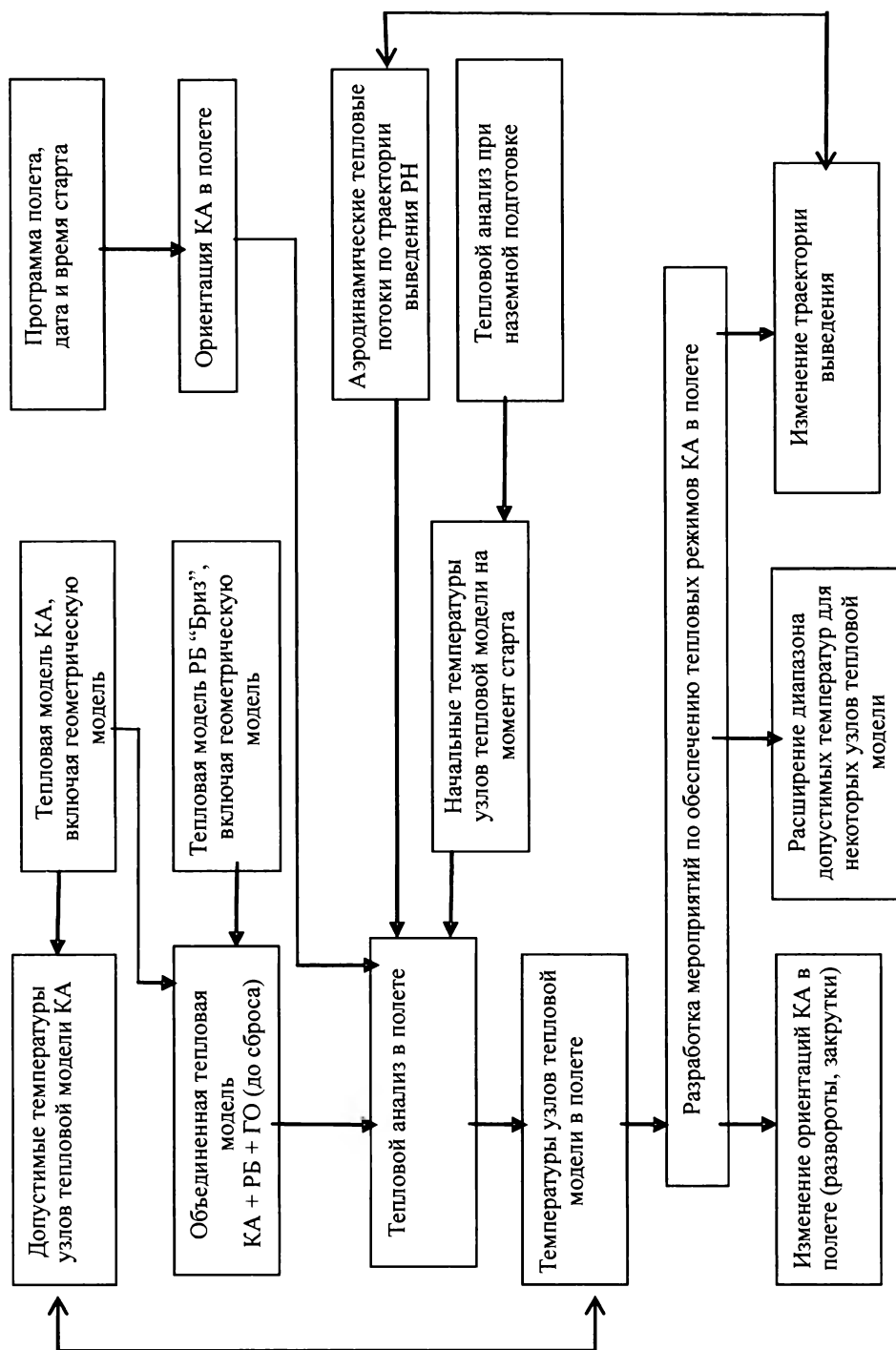


Рис. 2. Обеспечение тепловых режимов КА в полете



Рис. 3. Транспортировка РКН

На активном участке выведения ГО защищает КА от воздействия аэродинамических потоков. Выполнение требований к максимальной величине теплового потока, излученного ГО на КА, обеспечивается теплозащитой на внешней поверхности ГО и теплоизоляцией его внутренней поверхности. Выполнение требований к свободномолекулярному



Рис. 4. Вертикализация РКН



Рис. 5. Внутренняя поверхность ГО. Видны трубчатые радиаторы

потоку обеспечивается сбросом ГО на высотах больше 120 км и траекторией выведения.

Требования к температурам элементов КА, задаваемые в ТММ КА, обеспечиваются начальными температурами на момент старта и выбором времени старта в пределах пускового окна, с целью снижения суммарного (солнечного и свободномолекулярного) теплового потока, воздействующего на конструкцию КА после сброса ГО.

На длительных пассивных участках полета требования тепловой модели обеспечиваются включением в программу выведения режимов солнечной ориентации:

- периодическими разворотами орбитального блока (ОБ) относительно Солнца на $\pm 180^\circ$ с обеспечением требований Заказчика к засветке панелей солнечных батарей КА;
- закруткой ОБ вокруг продольной оси с заданной ориентацией оси вращения относительно направления на Солнце.

Для подтверждения выполнения требований к тепловым режимам КА в полете выполняется тепловой анализ. При необходимости осуществляется корректировка программы выведения в части изменения ориентации КА относительно Солнца на пассивных участках полета. При выполнении теплового анализа в рассматриваемом пусковом периоде выбираются наихудшие в части теплового нагружения на КА расчетные даты. Результаты теплового анализа защищаются перед Заказчиком.

Опыт работ подтвердил эффективность применяемых методов. Температуры элементов КА, измеренные при выведении, отличались от расчетных обычно не более, чем на 5°C . Расхождения более 5°C свидетельствуют о неточностях тепловой модели КА.

Оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения методом статистического моделирования динамики пространственного движения на участке спуска

В.Д. Володин, С.Г. Соломаха

При проведении проектных разработок стартовых космических комплексов и средств выведения на орбиты полезных нагрузок весьма важна комплексная оценка энергетических возможностей средств выведения с учетом ряда существующих ограничительных факторов, среди которых все большее значение приобретают задачи минимизации экологического ущерба при реализации пусков.

Одним из существенных аспектов в решении этой целевой задачи является минимизация потребных областей отчуждения, выделяемых для падения отработавших ступеней средств выведения. Для уменьшения размеров зон отчуждения требуется комплексное решение задач динамики движения, аэродинамики, теплофизики и прочности сложных по форме и массово-инерционным характеристикам объектов. Как правило, районы падения отработавших ступеней определяются с использованием упрощенных динамических моделей и уточняются при поступлении опытных данных, в том числе и данных о падении фрагментов, разрушенных в плотных слоях атмосферы.

Математические модели возмущающих факторов обычно включают модели движения центра масс и движения объекта относительно центра масс. К числу основных возмущающих факторов, влияющих на движение отработавших ступеней средств выведения, относятся [3]:

- вариации плотности атмосферы;
- горизонтальный струйный ветер;
- отклонения аэродинамических и инерционно-массовых характеристик средств выведения от номинальных значений;
- начальные условия движения.

Кроме этого на движение отработавших ступеней оказывают влияние турбулентность атмосферы, наличие остатков жидких компонентов топлива, конечная жесткость конструкции ступеней, угловое отклонение сопл маршевых двигателей к моменту разделения ступеней и др. Выбор математических моделей возмущающих факторов в значительной мере обусловлен методом исследования рассматриваемого явления. Применительно к анализу движения отработавших ступеней наиболее адекватным является метод статистического моделирования, при котором возмущающие факторы представляются случайными величинами или случайными процессами с известными статистическими характеристиками.

Уравнения движения центра масс объекта в векторной форме имеют вид [2]:

$$\dot{\vec{r}} = \vec{V}_a, \quad \dot{\vec{V}}_a = \vec{g} + \vec{a},$$

где $\vec{r}$ — радиус-вектор центра масс объекта с началом в центре Земли; $\vec{V}_a$ — вектор абсолютной скорости центра масс объекта; $\vec{g}$ — вектор ускорения силы земного тяготения; $\vec{a}$ — вектор кажущегося ускорения.

Система уравнений движения объекта относительно центра масс имеет вид [1]:

$$\frac{d\lambda_0}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x\lambda_1 + \Omega_y\lambda_2 + \Omega_z\lambda_3); \quad \frac{d\lambda_1}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x\lambda_0 + \Omega_y\lambda_3 + \Omega_z\lambda_2);$$

$$\frac{d\lambda_2}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x\lambda_3 + \Omega_y\lambda_0 + \Omega_z\lambda_1); \quad \frac{d\lambda_3}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x\lambda_2 + \Omega_y\lambda_1 + \Omega_z\lambda_0);$$

$$\frac{dK_x}{dt} = M_x + \Omega_z K_y - \Omega_y K_z; \quad \frac{dK_y}{dt} = M_y + \Omega_x K_z - \Omega_z K_x;$$

$$\frac{dK_z}{dt} = M_z + \Omega_y K_x - \Omega_x K_y; \quad \Omega_x = a_{11}K_x + a_{12}K_y + a_{13}K_z;$$

$$\Omega_y = a_{21}K_x + a_{22}K_y + a_{23}K_z; \quad \Omega_z = a_{31}K_x + a_{32}K_y + a_{33}K_z,$$

где $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ — параметры Родрига–Гамильтона, удовлетворяющие условию

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1;$$

$\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ — проекции вектора абсолютной угловой скорости объекта на оси связанной системы координат (СК); K_x, K_y, K_z — проекции вектора кинетического момента объекта относительно его центра масс на оси связанной СК; $I_x, I_y, I_z, I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$ — осевые и центробежные моменты инерции объекта; M_x, M_y, M_z — координаты вектора аэродинамического момента относительно центра масс в связанной системе координат.

Модель ветровых возмущений запишем в виде векторных равенств

$$\vec{V} = \vec{V}_K - \vec{W}, \quad \vec{V}_K = \vec{V}_a - \vec{\omega}_3 \times \vec{r}, \quad \vec{W} = \vec{U} + \vec{W}_T,$$

где $\vec{V}_K$ — вектор земной скорости объекта; $\vec{W}$ — вектор скорости ветра; $\vec{U}$ — вектор скорости струйного ветра; $\vec{W}_T$ — вектор скорости турбулентного ветра.

Соотношения для начальных условий. В начальный момент времени известны географическая широта φ_r , долгота λ и высота h центра масс объекта над поверхностью земного эллипсоида, модуль вектора земной скорости V_K , угол наклона траектории θ , угол пути Ψ , угол тангажа Θ , угол рыскания ψ , угол крена γ , проекции вектора абсолютной угловой скорости на оси связанной СК $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$.

Порядок вычислений следующий:

- определяются координаты центра масс в инерциальной СК;
- определяется модуль радиус-вектора координат центра масс;

- рассчитываются элементы матрицы перехода от нормальной СК к связанной;
- определяется матрица перехода от инерциальной СК к связанной;
- определяются параметры Родрига—Гамильтона [1];
- определяются начальные значения компонент вектора кинетического момента в связанной СК;
- определяются проекции вектора земной скорости на оси нормальной СК;
- вычисляется вектор земной скорости в связанной СК;
- определяется вектор абсолютной скорости в проекциях на оси инерциальной СК.

В результате проведения статистического моделирования движения объекта (траекторий спуска отработавших ступеней) определяются статистические характеристики областей рассеивания точек падения. Определяются n реализаций траектории спуска, которым соответствуют n точек на поверхности Земли (которая в данном случае предполагается плоской) $P_1, P_2, \dots, P_n$ с координатами $(X_1Z_1), (X_2Z_2), \dots, (X_nZ_n)$ в некоторой земной системе координат, начало которой находится в расчетной точке падения объекта.

Область рассеивания точек падения объекта аппроксимируется эллипсом рассеивания (эллипсом равной плотности вероятности), величины полуосей которого зависят от вероятности попадания точек падения в этот эллипс. Если полуоси эллипса равны утроенным среднеквадратическим отклонениям a и b , то вероятность попадания в эллипс равна $P = 0,99$. При этом центр эллипса имеет координаты $x_0 = \tilde{m}_x, z_0 = \tilde{m}_z$, а его оси ориентированы под углом α к осям земной системы координат, в которой фиксируются точки падения $P_1, P_2, \dots, P_n$ [3].

При проведении статистического моделирования перед расчетом каждой реализации случайного процесса движения проводится выборка системы независимых случайных (или псевдослучайных) чисел с нормальным или равномерным законом распределения. В случае нормального распределения математическое ожидание каждого из них равно 0, а среднеквадратическое отклонение равно 1. Далее производится расчет очередной реализации случайного процесса, после проведения которого фиксируются координаты точек падения объекта, а также другие представляющие интерес параметры его движения. После каждой реализации (начиная со второй) проводится коррекция вычисленных ранее оценок математических ожиданий, среднеквадратических отклонений и корреляционно-го момента.

При решении задач приведения отработавших ступеней в заданный район отчуждения, как правило, проводится качественный анализ конструктивных, аэродинамических и динамических свойств отделившихся частей средства выведения (с возможным сравнением с другими аналогами). Указанный анализ проводится с целью выявления наиболее характерных свойств (особенностей), качественно влияющих на рассеивание точек падения, с по-

следующим проведением статистического моделирования для подтверждения выявленных закономерностей.

Перейдем к оценке рассеивания точек падения отработавших ступеней. В результате статистического моделирования точек падения отработавшей I ступени средства выведения, в рамках принятых гипотез и допущений, наблюдается некоторое число траекторий с максимальным разлетом, которые значительно ухудшают статистические параметры эллипса рассеивания. В эту группу траекторий входят траектории с максимальной, минимальной продольной дальностью и максимальной боковой дальностью.

Для выявления физической сущности реализации таких траекторий обратимся к анализу динамики спуска. Основными параметрами управления на траекториях спуска являются два параметра — балансировочный пространственный угол атаки, определяющий величину аэродинамической силы, и скоростной угол крена, определяющий положение проекций аэродинамической силы в пространстве. При этом продольная и боковая дальность полета отработавшей ступени при спуске зависят от реализации в полете пространственного угла атаки и скоростного угла крена. В зависимости от предельных величин этих параметров реализуются траектории максимальной и минимальной продольной дальности, а также траектории максимальной боковой дальности. Физическая сущность процесса реализации таких траекторий описана в работе [3].

Размеры эллипсов рассеивания точек падения отработавших ступеней средства выведения, с учетом всех возмущающих факторов (за исключением влияния осевых моментов инерции и разбросов на них; перекрестных моментов инерции; боковых и продольных центровок и их разбросов; положения центра давления и их разбросов) составляют для I ступени на уровне 3σ величину $2A_x \times 2A_z = 120 \text{ км} \times 50 \text{ км}$ и площадь $S = 6000 \text{ км}^2$, что в первом приближении согласуется с размерами поля отчуждения $122 \text{ км} \times 50 \text{ км}$.

Для II ступени на уровне 3σ величину $2A_x \times 2A_z = 160 \text{ км} \times 50 \text{ км}$ и площадь $S = 8000 \text{ км}^2$, что согласуется с размерами поля отчуждения $160 \text{ км} \times 50 \text{ км}$.

Исследования, проведенные на полной пространственной модели с учетом всех возмущающих факторов по программе статистического моделирования, позволяют получить эллипсы рассеивания на уровне 3σ соответственно $2A_x \times 2A_z = 90 \text{ км} \times 66 \text{ км}$ и площадью 5940 км^2 для I ступени и соответственно $2A_x \times 2A_z = 66,5 \text{ км} \times 17 \text{ км}$ и площадью $1130,5 \text{ км}^2$ для II ступени. Существенное уменьшение размеров эллипса рассеивания для II ступени связано с наличием в конструкции промежуточного отсека, имеющего форму усеченного конуса, который при спуске выполняет в некотором роде роль тормозных щитков.

Эффект влияния боковых центровок на уменьшение размеров полей падения известен [3]. Суть данного явления заключается в том, что при входе в плотные слои атмосферы за счет аэродинамических сил, которые прямо пропорциональны скоростному напору, возникают аэродинамические моменты, раскручивающие ступень с угловыми скоростями обратно пропорционально их осевым моментам инерции. За счет закрутки происходит усреднение аэродинамических сил и, как следствие, уменьшение площади эллипса рассеивания. Для уменьшения рассеивания точек падения отработавших ступеней рассмотрено влияние на него стабилизирующих конструктив-

ных устройств в виде оперения, а также дополнительного алгоритма управляемого спуска для бортовой системы управления средств выведения.

По результатам статистического моделирования можно составить таблицу для максимальных значений характерных параметров отработавших ступеней на траекториях спуска. Характерные параметры движения для ускорителей I и II ступени, указанные в таблице, свидетельствуют, что учет дополнительных факторов (короткого периодического движения совместно с траекторным движением) дает более реалистичную картину движения падающей ступени и улучшает ситуацию с рассеиванием отработавших ускорителей при спуске.

Параметр	I ступень	II ступень
Максимальный скоростной напор Q , кгс/м ²	30 000	55 000
Максимальный угол наклона траектории при отражении, градус	30	-15
Средний угол атаки на фронте нарастания скоростного напора, градус	10	2
Максимальная угловая скорость в канале крена, градус/с	300	500
Максимальная угловая скорость в канале рыскания, градус/с	120	300
Максимальная угловая скорость в канале тангажа, градус/с	120	370
Время полета, с	458	472

В заключение отметим, что результаты моделирования позволяют сделать вывод о том, что достижение максимальных пиковых характеристик тепловых потоков происходит раньше (на высотах от 18 до 37 км), чем достижение максимально допустимых связанных перегрузок (на высотах от 15 до 20 км).

Из этого вывода следует, что необходимо сохранение целостности ступени при спуске до достижения высоты $H = 37$ км. Для этого необходимо полностью сжечь остатки топлива, не допуская провоцирования взрыва или прогара, и использовать теплозащиту для наиболее нагруженных мест конструкции.

На рисунке приведены сравнительные размеры полей падения для следующих вариантов: без управления, при пассивном спуске со стабилизаторами и при управляемом спуске. Видно, что применение специальных методов дает существенное уменьшение рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения.

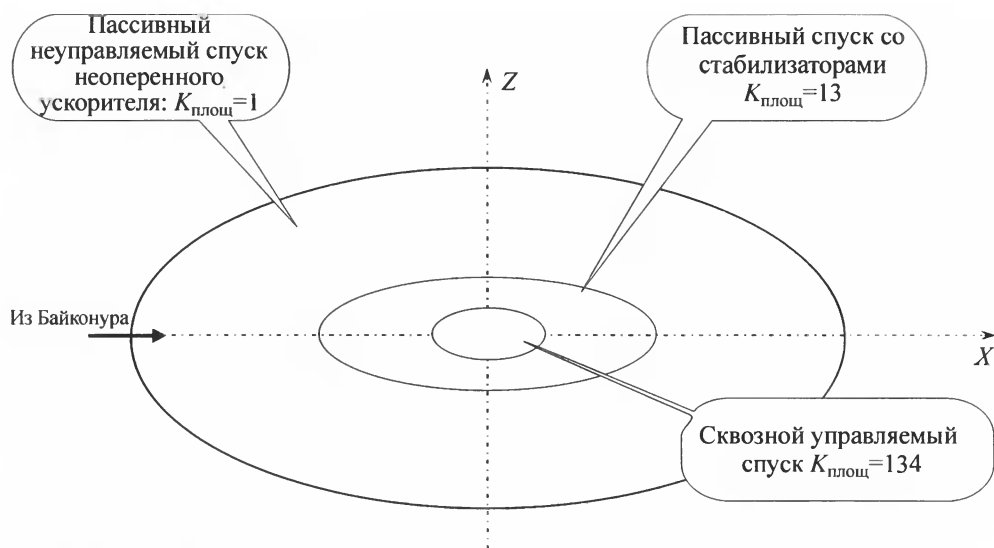
Выводы. 1. Результаты расчетов (выполненные с использованием принятой в настоящее время модели аэродинамических характеристик) показали, что оси эллипсов рассеивания точек падения отработавших I и II ступеней и соответствующие площади, при принятых допущениях о неразрушении ступени, составляют:

для I ступени $2A_X \times 2A_Z = 90 \text{ км} \times 66 \text{ км}$; $S = 5940 \text{ км}^2$;

для II ступени $2A_X \times 2A_Z = 66,5 \text{ км} \times 17 \text{ км}$; $S = 1130,5 \text{ км}^2$.

Уменьшение размеров для II ступени связано с наличием промежуточного отсека конусообразного вида, выполняющего роль тормозных щитков.

2. При статистическом моделировании динамики спуска I ступени наблюдаются траектории спуска с отражением от плотных слоев атмо-



Эллипсы рассеивания точек падения отработавшей I ступени

сферы, что приводит к увеличению разброса точек падения. Причины этого явления:

- малый запас статической устойчивости на гиперзвуковых скоростях ($M > 4$);
- наличие больших балансировочных углов атаки (более 20°) в районе достижения максимального аэродинамического качества при допустимом разбросе положения центра давления ($M > 4$);
- достаточно большое балансировочное аэродинамическое качество до $K_{\text{бал}} = 1,27$ на гиперзвуковом участке спуска ($M > 4$) и случайная произвольная ориентация вектора поперечной силы в плотных слоях атмосферы;
- большая скорость полета ступени при разделении от средств выведения ($V_0 = 3055$ м/с).

3. Разработанная методология иллюстрируется эллипсами рассеивания точек падения I ступени при использовании стабилизирующих пассивных устройств типа оперения и реализации бортовой системой управления алгоритма управляемого спуска. Если эллипс рассеивания при неуправляемом спуске оценить единичной площадью, то использование стабилизирующих устройств дает экономию площади рассеивания в 13 раз, а использование управляемого спуска дает экономию площади в 134 раза (см. рисунок).

Список литературы

1. Бранец В.Н., Шмиглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.
2. Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики. Т. 2. Динамика. М.: Наука, 1983. 640 с.
3. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 336.

Применение математического аппарата статистического моделирования в прогнозировании поведения отдельных критических параметров ракеты-носителя при выведении полезной нагрузки

А.В. Владимиров, А.И. Кибзун, Ю.Т. Шлуинский

При подготовке пуска первого летного изделия одного из разгонных блоков был проведен анализ динамики движения РБ методом статистического моделирования. Потребность в статистическом моделировании диктовалась необходимостью учесть влияние на динамику движения многочисленных случайных факторов, действующих на РБ в полете. Параметры проектируемой ракеты всегда известны с какой-либо степенью точности, т.е. практически все исходные данные, используемые в расчете, задаются со своими разбросами (например, возможное отклонение осевых моментов инерции от номинального значения составляет 10% от величины номинала, а на перекрестные моменты инерции этот разброс задается величиной 100% и т.д.).

Параметры, используемые в расчетах, переменны во времени, а такой параметр, как тяга маршевого двигателя, мало того что меняется во времени, но и еще имеет переменные разбросы. На участке нарастания и спада тяги разбросы значительно больше, чем на установившемся режиме; к тому же, в силу своей нелинейности, задание таких разбросов вызывает некоторую техническую трудность. Приведенные выше рассуждения говорят о том, что невозможно однозначно подобрать такое отклонение параметров, чтобы получить наилучшую реализацию выведения. Во-первых, критерием «наихудшей траектории» могут быть разные соображения (например, максимальные углы отклонения рулевых камер на начальном участке полета или максимальные угловые скорости на конечном участке полета и т.д.). Во-вторых, увеличение входного параметра в пределах его разброса может являться благоприятным фактором для одного выходного параметра и, в то же время, негативным — для другого. Поэтому было решено, что наиболее объективную картину поведения РБ при выведении полезной нагрузки можно получить многократным моделированием траектории со случайным перебором значений исходных параметров в пределах их разбросов.

Постановка задачи. Рассматривалось управляемое движение разгонного блока на участке работы маршевого двигателя. Необходимо было определить «трубки», содержащие все переходные процессы по каждому параметру при заданной области возможных значений параметров РБ и внешних возмущений.

В вероятностной постановке задача определения влияния разбросов на движение РБ формулируется так: определить трубку, в которой с заданной вероятностью α находится рассматриваемый параметр $x(t)$. Математически это запишется $P(\forall t \in T, x_1(t) \leq x(t) \leq x_2(t)) \geq \alpha$, где T — рас-

смаатриваемый отрезок времени; $x_1(t)$, $x_2(t)$ — нижняя и верхняя границы трубки.

При исследовании динамики полета учитывались следующие разбросы параметров:

- положение двигателей относительно связанной системы координат;
- отношение тяги рулевого двигателя к тяге маршевого двигателя;
- гидродинамические параметры;
- суммарная тяга двигателей РБ;
- моменты инерции КА и «сухого» РБ;
- положение центра масс КА и «сухого» РБ;
- масса КА;
- начальные условия на кинематические параметры РБ;
- обобщенные координаты, характеризующие движение жидкости.

Анализировались кинематические параметры РБ (углы рыскания, тангажа, крена и соответствующие им угловые скорости), а также углы отклонения приводов рулевых камер. Система дифференциальных уравнений движения РБ в плоскости рыскания (тангажа):

$$\ddot{y} = a_{y\psi}\psi + a'_{y\psi}\dot{\psi} + a_{y\delta}\delta_{\psi} + \sum_{i=1}^N a''_{yr_i}\ddot{r}_i + a''_{y\delta}\ddot{\delta}_{\psi} + \bar{F}_y;$$

$$\ddot{\psi} = a'_{\psi\psi}\dot{\psi} + a_{\psi\delta}\delta_{\psi} + \sum_{i=1}^N (a''_{\psi r_i}\ddot{r}_i + a_{\psi r_i}r_i) + a''_{\psi\delta}\ddot{\delta}_{\psi} + \bar{M}_x;$$

$$\ddot{r}_i + \varepsilon_{r_i}\dot{r}_i + \omega_{r_i}^2 r_i = a''_{r_i\psi}\ddot{\psi} + a''_{r_i y}\ddot{y}; \quad i = 1 \dots N; \quad N = 6;$$

$$\ddot{\delta}_{\psi} + \varepsilon_{\delta}\dot{\delta}_{\psi} + \omega_{\delta}^2 \delta_{\psi} = \omega_{\delta}^2 \delta_{\psi_{p.m}} + a''_{\delta y}\ddot{y} + a''_{\delta\psi}\ddot{\psi},$$

уравнение движения РБ вокруг продольной оси:

$$\ddot{\phi} = a_{\phi\delta}\delta_{\phi} + \bar{M}_z.$$

Эта система дополнена моделью системы управления РБ и моделью рулевого тракта (рис. 1).

Входной сигнал $u(t)$ имеет следующий вид:

$$u(t) = u_k, \quad \text{если } k\tau \leq t < (k+1)\tau,$$

где τ — такт БЦВК; u_k — сигнал, поступающий с БЦВК на k -м такте.

Моделирование начальных условий и параметров РБ. Параметры РБ и начальные условия, на которые задаются разбросы, можно разделить на два вида: изменяющиеся во время движения РБ и не изменяющиеся. К первому виду относятся массово-инерционные и гидродинамические параметры

От СУ РБ

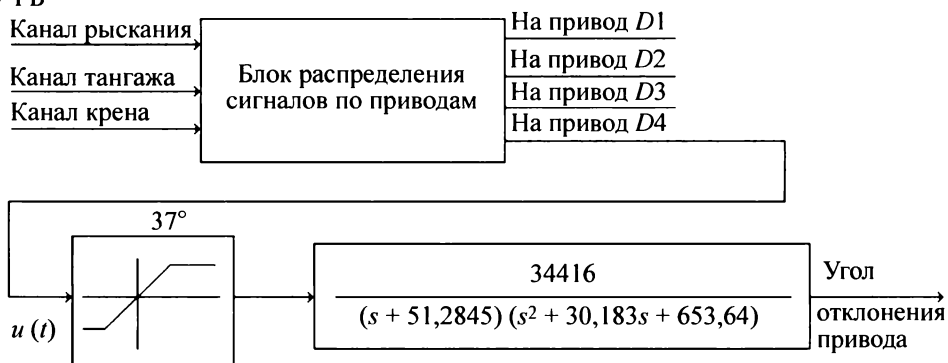


Рис. 1. Модель рулевого тракта

компонентов топлива, суммарная тяга двигателей РБ. Ко второму виду относятся:

- все начальные условия;
- координаты центра масс, моменты инерции, массы КА и «сухого» РБ;
- местоположение двигателей относительно связанной системы координат;
- ошибки направления вектора тяги двигателей;
- отношение тяги МД к тяге РК.

Моделирование параметров, относящихся к первому виду. Параметры первого вида характерны тем, что верхняя и нижняя границы их возможных значений в явном виде задаются независимо от номинала. При проведении статистического моделирования такой параметр описывается случайным процессом $P(t) = P_{\min}(t)\chi + (1-\chi)P_{\max}(t)$, где χ — случайная величина, имеющая равномерное распределение на отрезке $[0; 1]$; t — время полета; $P_{\min}(t)$, $P_{\max}(t)$ — нижняя и верхняя границы для суммарной тяги соответственно.

Моделирование параметров, относящихся ко второму виду:

а) моделирование разбросов суммарной тяги. При проведении статистического моделирования тяга описывается случайным процессом, аналогичным моделированию параметров, относящихся к первому виду;

б) моделирование разбросов гидродинамических параметров. При моделировании не учитывается возможная статистическая зависимость различных параметров.

Гидродинамический параметр описывается с помощью случайного процесса $\theta(t) = \theta_{\text{ном}}(t) \left(1 + \chi \frac{D}{100\%} \right)$, где $\theta_{\text{ном}}(t)$ — номинальное значение гидродинамического параметра; χ — случайная величина, имеющая равномерное распределение на отрезке $[0,1]$; D — разброс гидродинамического параметра, % от номинала.

Результаты моделирования. На основании математической модели движения разгонного блока, включающей в себя модель объекта регулирования, модель системы управления и модель управляющих органов, был проведен статистический анализ устойчивости движения разгонного блока с космическим аппаратом.

По 1500 реализаций были построены огибающие возможных траекторий изменения параметров движения КРБ. На рис. 2–7 видно, что наблюдается техническая устойчивость углового движения РБ. СУ РБ справляется с гашением начальных возмущений по кинематическим параметрам. Проведенные предполетные исследования показали, что процесс стабилизации разгонного блока на активном участке носит устойчивый характер.

Сравнение телеметрических данных с результатами предполетного статистического анализа. Совмещение переходных процессов летных параметров, полученных из телеметрии, с построенными на этапе предполетного анализа областями возможных значений параметров позволило наглядно выявить те действующие факторы, которые не были учтены в математической модели. Так было выявлено, что на этапе предполетного анализа математическая модель движения РБ не учитывала влияние отработки программного движения на динамику РБ, а также влияние спада и набора оборотов ротора ТНА на динамику движения РБ.

При проведении моделирования считалось, что внутрибаковые устройства (ВБУ) начинают опустошаться, когда в самом баке «О» остается 15 кг кислорода, что, оказалось, не соответствует действительности. Методом статистического моделирования были получены оценки границ доверительных трубок для динамических параметров уровня доверия 0,995. Так же были получены доверительные области уровня доверия 0,95 для границ доверительных трубок. На рис. 2–7 показаны переходные процессы, полученные из анализа телеметрической информации (ТМИ), совмещенные с областями возможных изменений параметров. Сплошной линией показаны границы доверительных трубок, пунктирной линией показаны данные ТМИ и границы доверительных областей для возможных границ доверительной трубки по каждому параметру.

На рис. 2, 4, 6 видно, что переходный процесс для угловой скорости в канале тангажа из данных ТМИ вышел за границу доверительной трубки, что связано с неучетом влияния программного движения. Переходной процесс для угловой скорости из ТМИ в канале крена выходит за границы доверительной трубки в конце активного участка из-за неучета влияния спада оборотов ТНА на динамику РБ.

Доверительные трубки для углов отклонения приводов (рис. 3, 5, 7) целиком содержат переходные процессы из ТМИ.

В конце активного участка (после команды на выключение маршевого двигателя — МД) переходной процесс для привода D4 выходит за границы доверительной трубки. То, что доверительные трубки для углов отклонения приводов содержат переходные процессы из ТМИ, говорит о том, что возмущения, действующие на РБ в течение полета, не превосходили расчетные возмущения.

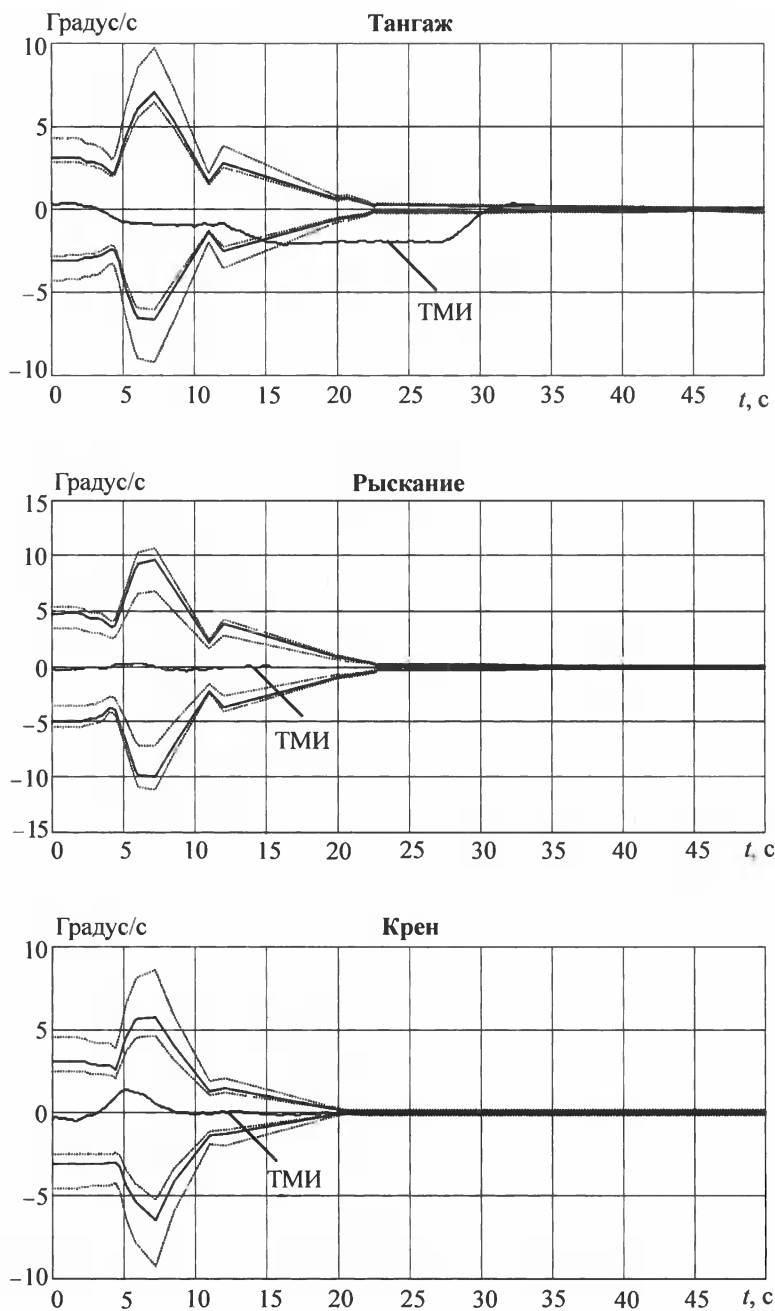


Рис. 2. Переходные процессы из ТМИ, совмещенные с областями возможных изменений угловой скорости:

первые 50 с от начала активного участка (участок отработки быстрого изменения программного угла тангажа и начальных условий).

На рис. 2–7 сплошной линией показаны данные ТМИ и границы доверительных трубок, пунктирной — границы доверительных областей для границ доверительных трубок

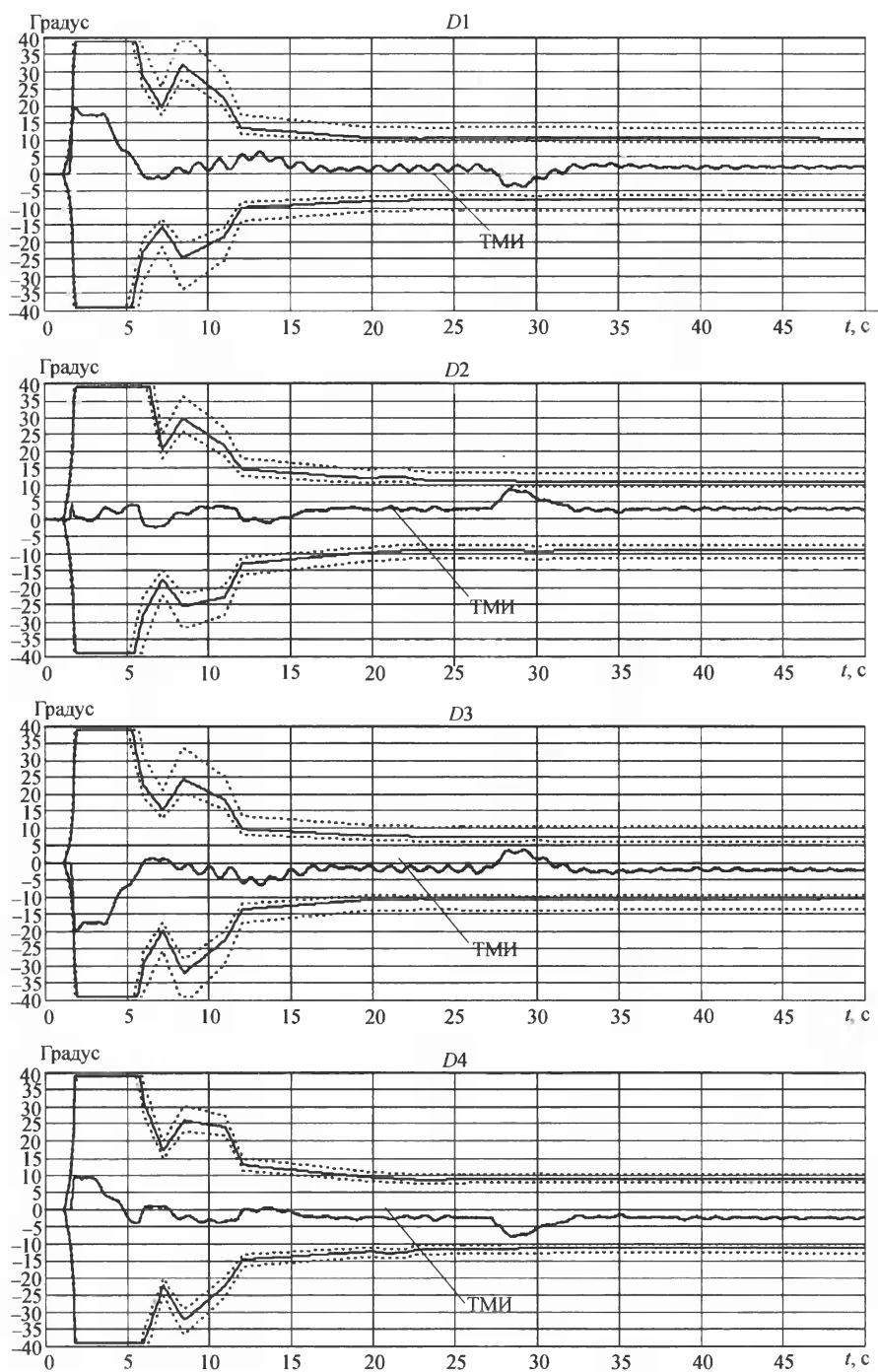


Рис. 3. Переходные процессы из ТМИ, совмещенные с областями возможных изменений углов отклонений приводов:
 первые 50 с от начала активного участка

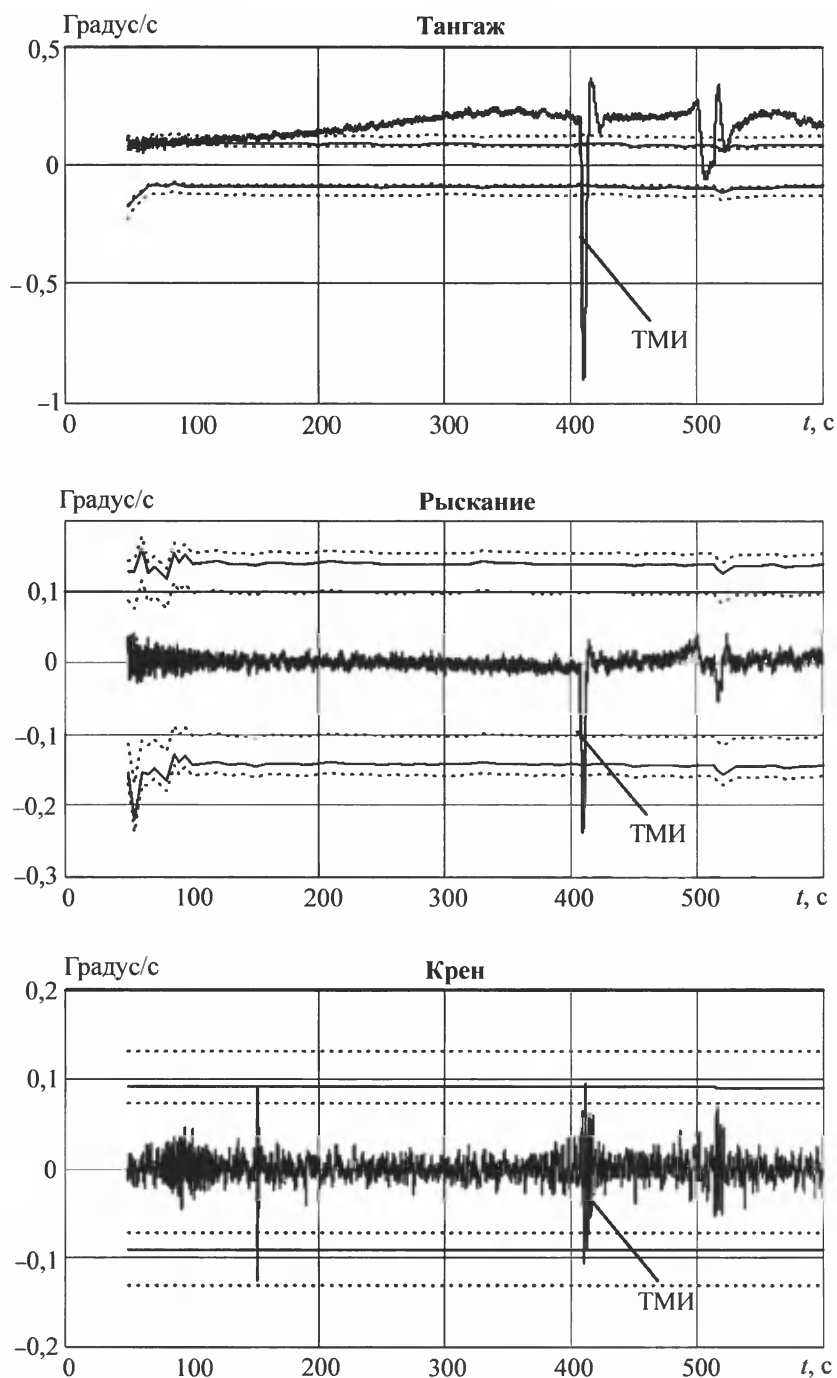


Рис. 4. Переходные процессы из ТМИ, совмещенные с областями возможных изменений угловой скорости:
 диапазон от 50 до 600 с с момента подачи команды на начало активного участка

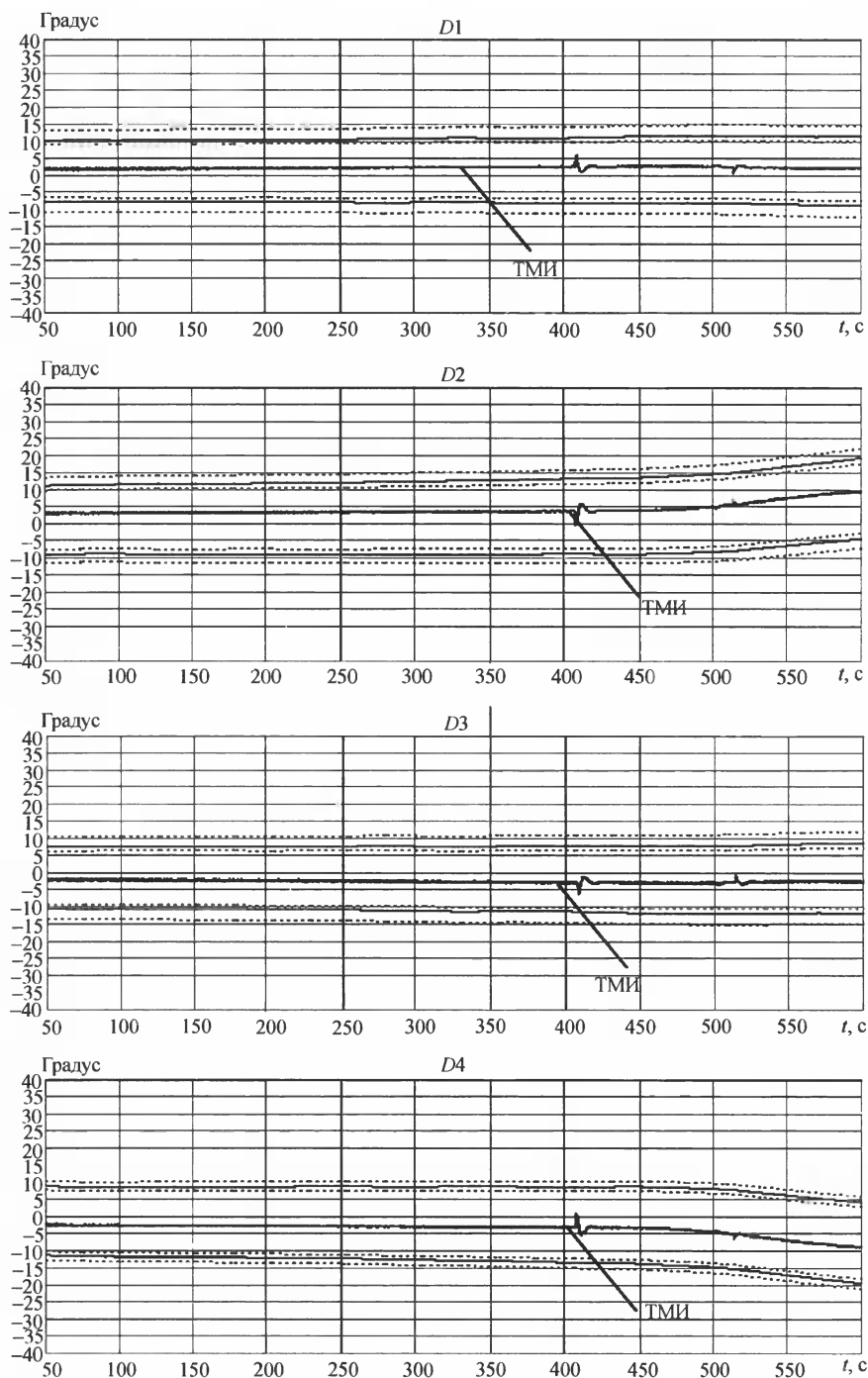


Рис. 5. Переходные процессы из ТМИ, совмещенные с областями возможных изменений угла отклонений приводов:
 диапазон от 50 до 600 с с момента подачи команды на начало активного участка

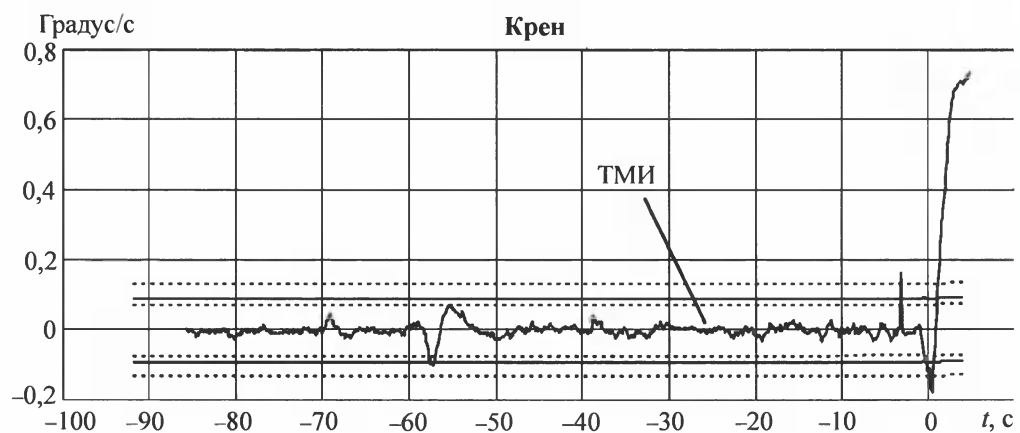
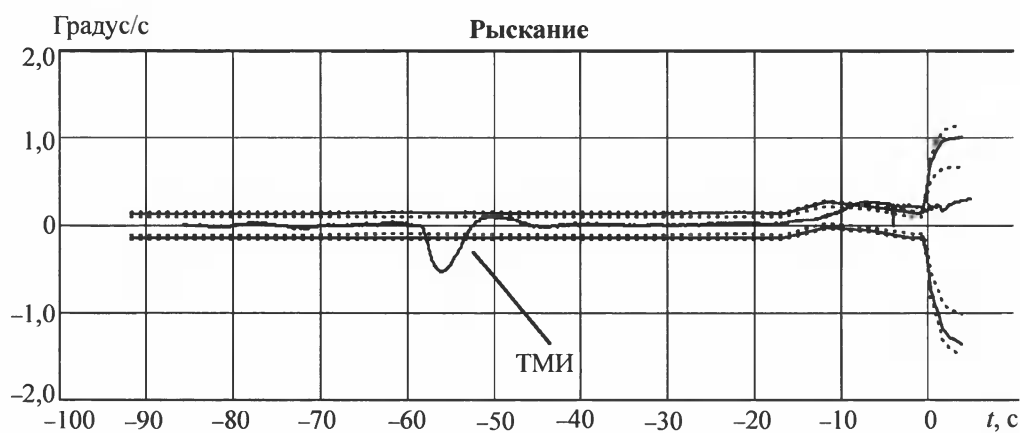
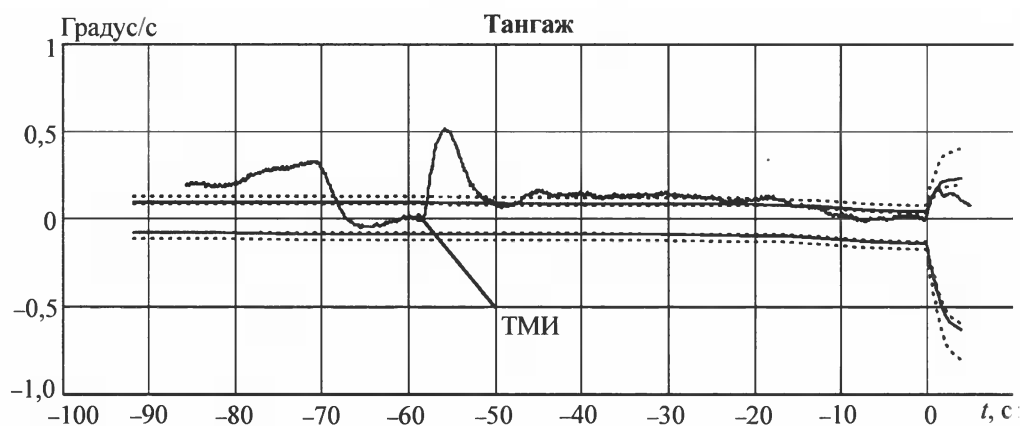


Рис. 6. Переходные процессы из ТМИ, совмещенные с областями возможных изменений угловой скорости при окончании активного участка:
за 0 принят момент подачи команды на выключение МД

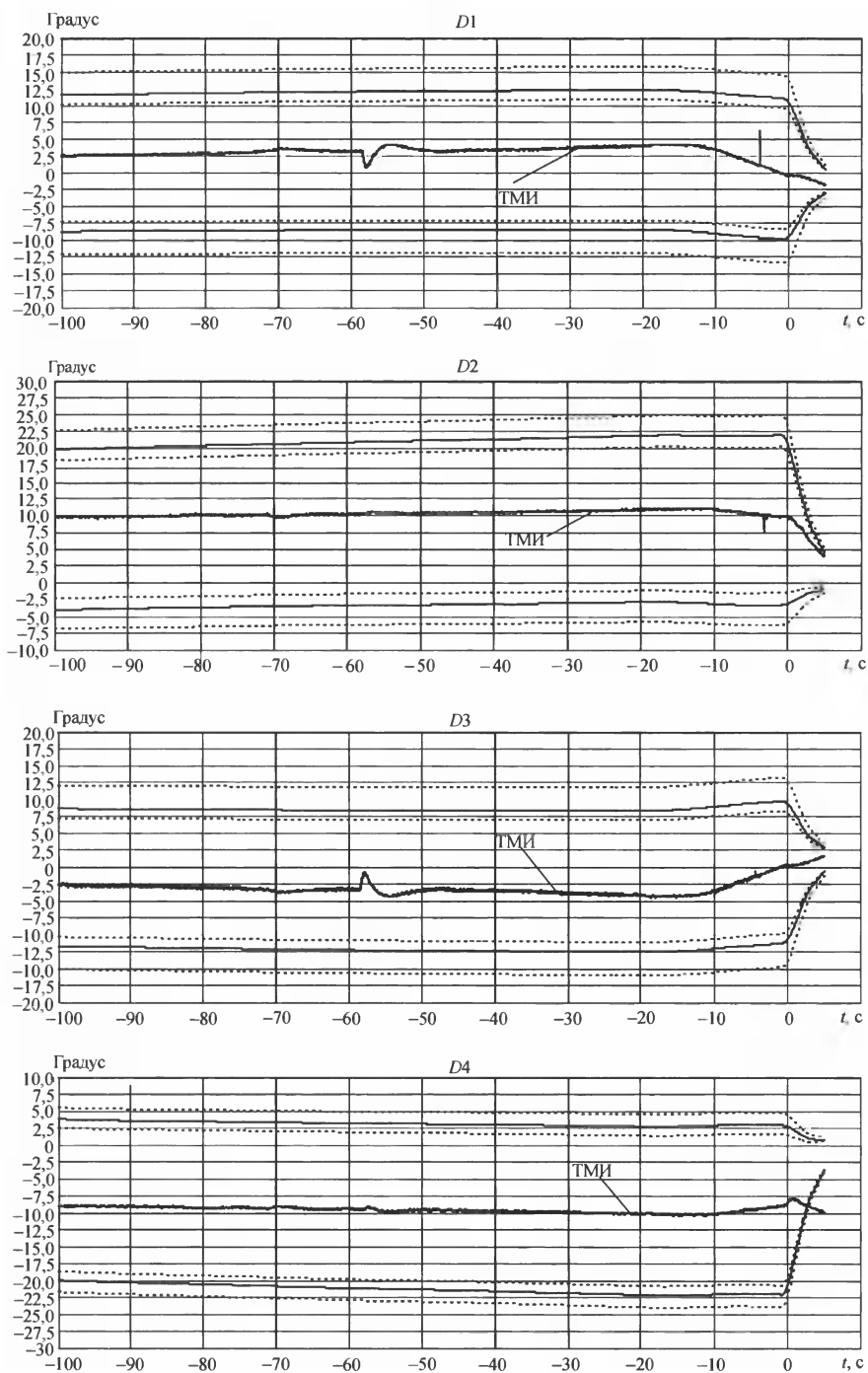


Рис. 7. Переходные процессы из ТМИ, совмещенные с областями возможных изменений угла отклонений приводов при окончании активного участка: за 0 принят момент подачи команды на выключение МД

Заключение. Успешный запуск ракеты с криогенным разгонным блоком, в результате которого был выведен на орбиту спутник массой 1540 кг, явился первым летным испытанием криогенного блока. Использование статистических методов в предварительном анализе динамики РБ позволило быстро и наглядно выявить (и устранить для дальнейших пусков) недостатки использованной математической модели и, тем самым, повысить качество подготовки следующих разгонных блоков к пуску.

Список литературы

1. **Владимиров А.В., Коровай А.И., Притыкин А.Ю., Ветлов В.И., Ганзен Н.Г., Шлуинский Ю.Т.** Математические модели — основа успешного проектирования и эксплуатации изделий РКТ. Научно-технические разработки ОКБ-23 — КБ «САЛЮТ». Выпуск 1. М.: Воздушный транспорт, 2006. С. 259–271.
2. **Кибзун А.И., Шлуинский Ю.Т., Кан Ю.С., Мирошкин В.Л.** Принципы моделирования и вероятностный анализ систем разделения космических аппаратов // В сб. трудов международной конференции «Бортовые интегрированные комплексы и современные проблемы управления. Ярополец». М.: Изд. МАИ, 1998. С. 46–48.

**Исследование влияния конструкции элементов
крепления датчиков линейных перегрузок на
достоверность их показаний на примере датчиков
АЛЕ048 переходной системы ракеты-
носителя «Протон»**

М.П. Ананьев, Н.Е. Шестериков

В настоящее время летные испытания практически всегда совмещают с выводом полезной нагрузки. Это связано с тем, что многие процессы возможно смоделировать при наземной отработке как деталей и приборов, так ракеты-носителя (РН) в целом. Бурное развитие вычислительной техники дало возможность создавать компьютерные математические модели, что также снижает потребность в летной отработке. Сегодня доля летных испытаний изделия занимает около 5% от всего объема испытаний. В этом свете чрезвычайно важна получаемая с РН информация о состоянии систем и происходящих на борту процессах.

Для регистрации процессов, происходящих на ракете во время полета, на ней устанавливается множество датчиков различного назначения. Большое внимание уделяется состоянию груза, выводимого на орбиту. Одним из основных негативных факторов, воздействующих на ракету в целом и полезный груз, в частности, является вибрация. Измерение вибрационных параметров производится при помощи акселерометров, которые установлены на переходной системе РН — КА.

При установке вибродатчиков на РН необходимо соблюдение строгого совпадения оси измерения датчика с линией, вдоль которой будут производиться измерения. Также, в силу конструктивных особенностей датчика АЛЕ048, применяемого в данное время на переходных системах РН «Протон» и «Рокот», под установку датчика требуется значительная плоская поверхность. Ввиду того, что на переходной системе, где должны быть установлены датчики вибрации, необходимых поверхностей

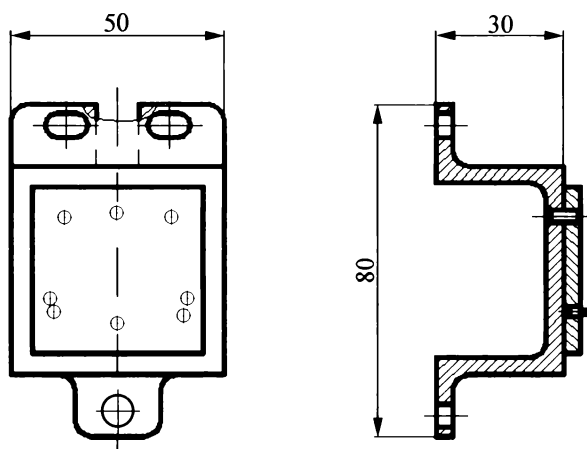


Рис. 1. П-образный кронштейн

не имелось, были разработаны специальные кронштейны для установки вибродатчиков.

При проведении виброиспытаний различных кронштейнов было выявлено, что их конструкция оказывает непосредственное, в некоторых случаях довольно серьезное влияние на достоверность показаний вибродатчиков, в связи с чем возникла проблема с выявлением опасных частот вибрации, способных негативно отразиться на последующей работоспособности выводимого объекта. Поэтому предлагается проведение проверки вновь разрабатываемых кронштейнов на предмет выявления неудачных конструкторских решений.

Для проведения сравнительного анализа были выбраны три типа кронштейнов крепления вибродатчиков: П-образный (рис. 1), ковшеобразный (рис. 2) и кронштейн в виде ступеньки для крепления двух вибродатчиков (рис. 3).

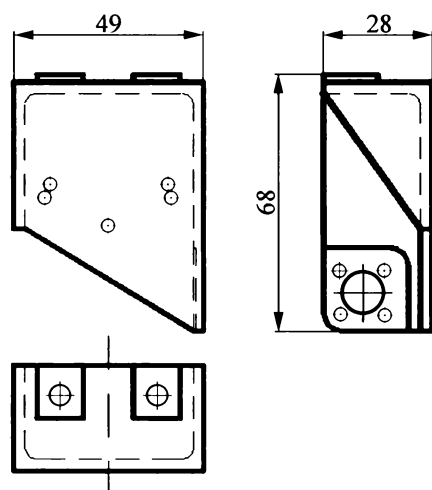


Рис. 2. Ковшеобразный кронштейн

Для оценки оптимальности конструкции был применен метод сравнения спектральных характеристик данных (виброускорений), полученных с датчиков, установленных на исследуемых кронштейнах. Обработка информации проводилась с использованием стандартного пакета Microsoft Excel.

Наиболее сильные вибрации регистрировались в момент запуска двигателей, т.е. при старте РН и разделении ступеней. Исходя из этого для анализа во всех трех случаях был взят промежуток бортового времени от -2 до $8,5$ с (т.е. непосредственно момент запуска маршевых двигателей первой ступени) с интервалом снятия по-

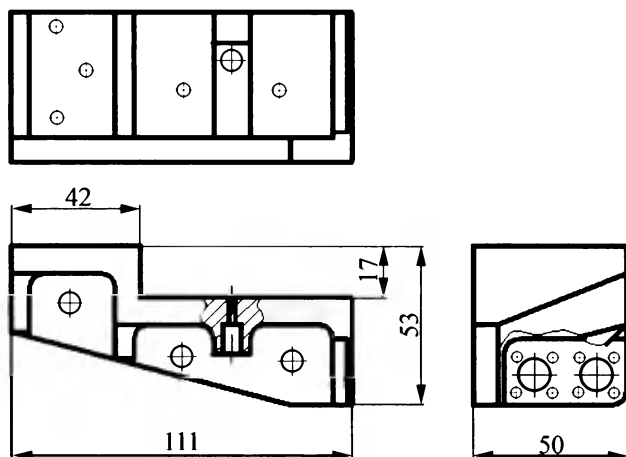


Рис. 3. Ступенчатый кронштейн для двух вибродатчиков

казаний (отсчетов) 0,005 с. Оценка проводилась с применением к полученным показаниям датчика Фурье анализа пакета Excel по 2048 отсчетам.

Математическое содержание метода Фурье сводится к представлению произвольных функций в виде дискретной или непрерывной совокупности гармонических функций. Любую периодическую функцию $f(t)$ периода T можно представить в виде дискретного ряда Фурье

$$f(t) = \sum_{n=-\infty}^{n=+\infty} C_n e^{i\omega_n t},$$

где $\omega_n = n\omega_0 = 2\pi n/T$ — круговая частота n -й гармонической составляющей; C_n — комплексная амплитуда n -й гармоники,

$$C_n = \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} f(t) e^{-i\omega_n t} dt.$$

Совокупность коэффициентов C_n называют спектром функции $f(t)$; при этом $|C_n|$ есть амплитуда гармоники частоты ω_n , а $\arg(C_n)$ — относительный фазовый сдвиг.

Дискретный спектр периодической функции $f(t)$ можно изобразить графически, откладывая по оси ординат амплитуды гармоник $|C_n|$. Здесь нужно сделать важное замечание. При комплексной записи ряда Фурье формально возникают как положительные, так и отрицательные частоты. Однако при разложении действительных функций времени $f(t)$ колебания с отрицательными частотами не имеют физического смысла. Если функция $f(t)$ — действительная, описывающая реальный физический процесс, то $C_n = C_n^*$ (знак * означает комплексную сопряженность). Тогда $C_{-n_0} e^{-in\omega_0 t} + C_n e^{in\omega_0 t} = 2|C_n| \cos(n\omega_0 t + \varphi_n)$, где $\varphi_n = C_n$.

Следовательно, ряд Фурье можно записать в виде

$$f(t) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos(n\omega_0 t + \varphi_n),$$

где $a_0 = C_0$, $a_n = 2|C_n|$.

Таким образом, спектр функции $f(t)$ можно изобразить только по положительным частотам ($n > 0$), но тогда под амплитудой гармоники следует понимать величину $2|C_n|$. При этом амплитуда «гармоники нулевой частоты» (постоянная составляющая, $n = 0$) остается равной C_0 .

В стандартном пакете Microsoft Excel есть подпрограмма, которая позволяет проводить Фурье-преобразования. После применения Фурье-анализа были получены амплитуды в виде комплексных чисел. Для построения графиков и выявления наиболее опасных частот эти числа были взяты по модулю. Спектральные частоты были определены по формуле:

$$f = \frac{1}{T} \times \frac{n}{N},$$

где T — интервал (период) опроса, с; n — порядковый номер отсчета; N — число отсчетов.

Соответственно был получен симметричный график, и при оценке амплитуд частот была рассмотрена только половина графика.

В результате применения подобной процедуры к данным, полученным с использованием всех кронштейнов, были получены три спектра (рис. 4, 5, 6).

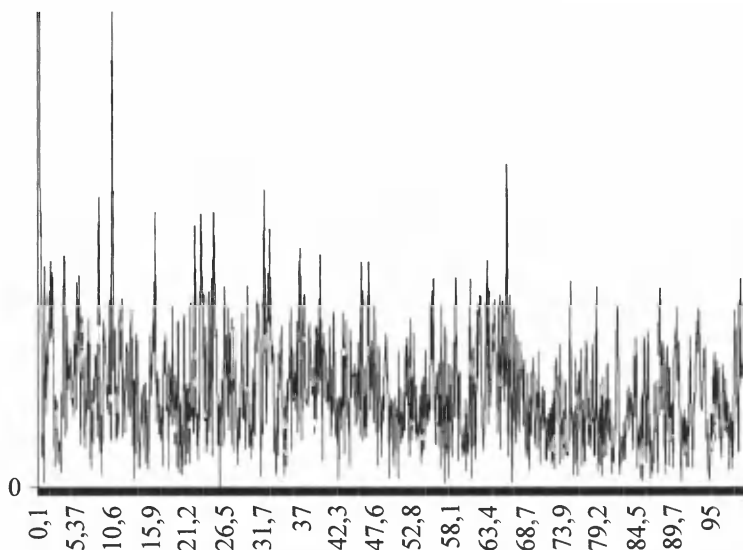


Рис. 4. Спектр показаний вибродатчика на II-образном кронштейне

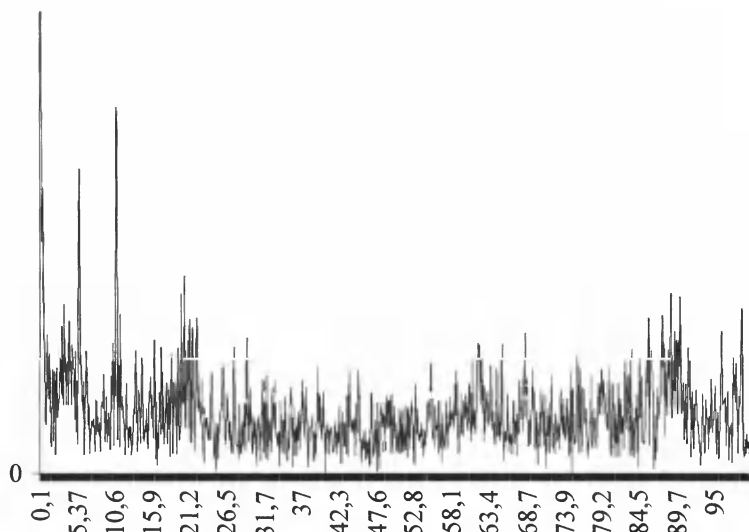


Рис. 5. Спектр вибродатчика на ковшеобразном кронштейне

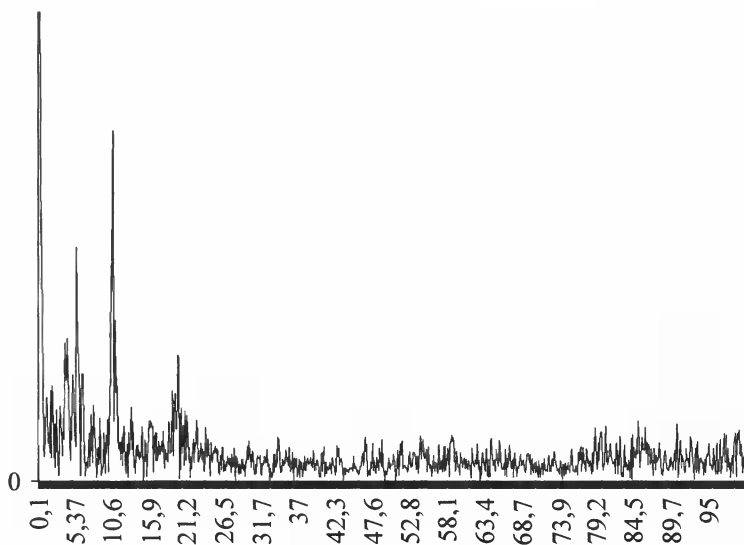


Рис. 6. Спектр вибродатчика на ступенчатом кронштейне

С первого взгляда на эти графики во всех трех случаях явно можно выделить лишь самую опасную первую гармонику с частотой 0,097 Гц. Для выявления более высоких гармоник рассмотрим подробнее нижние части графиков.

По первому спектру (рис. 4), который отражает показания вибродатчика, закрепленного на П-образном кронштейне (см. рис. 1), крайне затруднительно выявить опасные частоты, так как спектр слишком сильно зашумлен.

Во втором случае (рис. 5), при креплении вибродатчика на ковшеобразный кронштейн (см. рис. 2), более четко выделены опасные частоты

второстепенных гармоник, но тоже возможен случай зашумления некоторых частот.

В третьем случае (рис. 6), когда вибродатчик крепился на кронштейн в виде ступеньки (см. рис. 3), довольно четко можно выявить все опасные частоты старших гармоник, этот вариант наглядно показывает преимущество именно этой конструкции кронштейна по отношению к рассмотренным выше.

Очевидно, наиболее достоверные показания регистрируются при установке датчика на третий тип кронштейна.

Из проведенного анализа трех вариантов кронштейнов можно сделать вывод о необходимости проведения оценки влияния конструкции элементов крепления акселерометров на достоверность их показаний.

С другой стороны, в связи с совершенствованием и миниатюризацией акселерометров возможен переход на более компактные датчики, для которых не требуется разработка подобных кронштейнов, вносящих в спектр показаний паразитные частоты.

Влияние нелинейных связей на внутренние усилия в статически неопределимых конструкциях ракет-носителей

А.Г. Бахтин, В.О. Строков

В настоящее время в конструкторских организациях успешно применяются методики, основанные на использовании современных программно-вычислительных комплексов. Они позволяют глубже подойти к решению проблем проектирования и расчета на прочность, существенно уточнить расчетные модели, приблизив их к реальным конструкциям. В данной работе рассматриваются задачи определения внутренних усилий в силовых стыках с нелинейными связями.

Сухие отсеки и баки составляют основную часть силовой конструкции ракеты-носителя (РН). Конструкция сухих отсеков определяется назначением и общей компоновкой ракеты. Наибольшее распространение получили цилиндрические и конические отсеки, выполненные в виде оболочек вращения, подкрепленных силовым набором. Соединение отсеков между собой осуществляется при помощи различных крепежных элементов, совокупность которых представляет собой силовые стыки.

Основным критерием расчета сухих отсеков на прочность является недопустимость пластических деформаций, так как они приводят к необратимому нарастанию процессов деформирования и, как следствие, к разрушению отсека.

В местах силовых стыков могут возникать высокие нагрузки и напряжения. При этом общая несущая способность стыка зависит от равномерности загрузки крепежных элементов. Стык представляет собой статически неопределимую систему, в которой крепежные элементы загружаются параллельно. При этом возникновение пластических деформаций в крепежных элементах приводит к перераспределению усилий в этих элементах. В таком случае силовые стыки могут воспринимать более высокие нагрузки, чем при

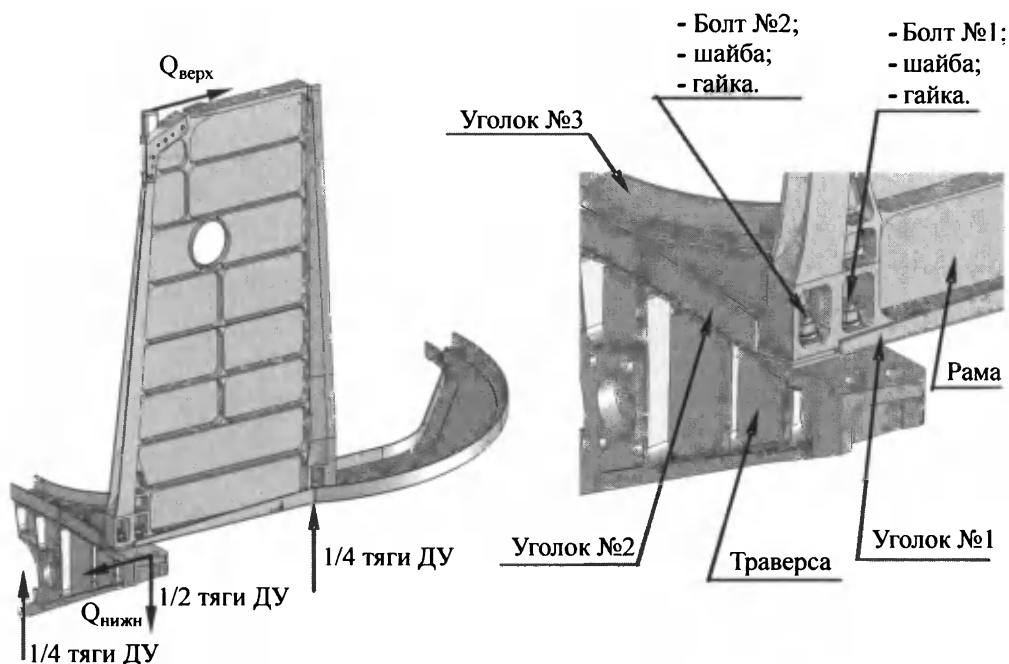


Рис. 1. Узел крепления траверсы двигателя и рамы бокового блока

линейно-упругих связях. Таким образом, учет влияния пластических деформаций при работе высоконагруженных элементов стыков конструкций позволяет получить более точные значения возникающих в них усилий.

Примером соединения с нелинейными связями является узел крепления траверсы двигателя и рамы бокового блока. Конструктивно он представлен на рис. 1. Рама предназначена для передачи осевой нагрузки с ДУ бокового блока на центральный отсек. Особенностью данного узла являются высокие локальные нагрузки.

Задача по определению усилий в болтах № 1 и № 2 решалась в линейной постановке — с учетом только упругих свойств материала и малых деформаций. Нагрузка прикладывалась к свободному концу рамы, имитируя передачу осевой нагрузки со второй траверсы ДУ. Граничные условия траверсы в местах стыка с центральным отсеком имитировали жесткость центрального отсека. При решении линейной задачи наблюдалась высокая неравномерность усилий в болтах: болт № 1 нагружался больше, чем болт № 2, примерно в 2...4 раза. Действующее усилие в болте № 2 при расчетных нагрузках превышало несущую способность болта на разрыв, что не соответствовало результатам статических и летных испытаний.

Реальное поведение стыков исследовалось при автономных испытаниях рамы. В испытательную сборку входили: рама, имитатор шпангоута, уголок, имитатор второго уголка, имитатор траверсы — кронштейн, имеющий сечение, аналогичное сечению траверсы в месте узла крепления с рамой. Схема нагружения рамы при испытаниях была аналогична расчетной схеме.

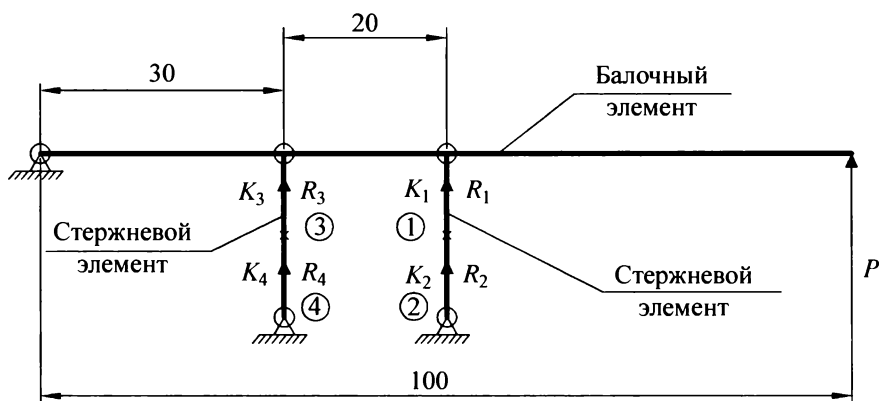


Рис. 2. Типовая расчетная схема

На испытаниях наблюдалось, что до достижения пластических деформаций, неравномерность усилий в болтах сохранялась (болт № 1 нагружался больше, чем болт № 2, в 2...4 раза). После достижения пластических деформаций происходило выравнивание усилий, возникающих в болте № 1 и болте № 2.

Особенности рассматриваемого класса задач могут быть исследованы на примере типовой расчетной схемы.

Типовая схема (рис. 2) представляет собой плоскую раму. Верхняя часть рамы смоделирована балочными элементами, имитирующими ответную деталь стыка. Нижняя часть смоделирована стержневыми элементами, имитирующими крепеж. Рама шарнирно закреплена в точках 1, 2, 3. Граничные условия в точках 1, 2 имитируют работу крепежных элементов стыка.

В настоящей работе K_1, K_2, K_3, K_4 — жесткость стержневых элементов; R_1, R_2, R_3, R_4 — усилия, возникающие в стержнях при нагружении системы силой P .

Физико-механические характеристики материалов балочных (30ХГСА) и стержневых (Д16Т и 30ХГСА) элементов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Марка материала	Модуль упругости E , кгс/мм ² (10 МПа)	Коэффициент Пуассона μ	Предел текучести $\sigma_{0,2}$, кгс/мм ² (10 МПа)	Предел прочности σ_B , кгс/мм ² (10 МПа)
Д16Т	7200	0,3	30	45
30ХГСА	20 000	0,3	85	110

Указанные в табл. 1 характеристики представлены на рис. 3 в виде билинейных диаграмм растяжения—сжатия.

Для иллюстрации основных зависимостей нелинейных связей было рассмотрено несколько вариантов задач для статически неопределимой системы. Исходные данные приведены в табл. 2.

Цель расчета — получение оптимально равномерного распределения усилий между стержневыми элементами 1, 2 и 3, 4. Расчет проводился с исполь-

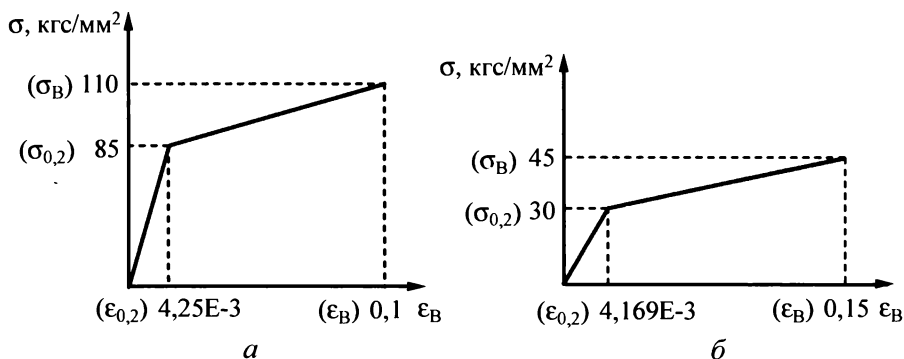


Рис. 3. Билинейные диаграммы растяжения—сжатия:

a — для стали 30ХГСА:

1. Модуль упругости $E = 20\,000 \text{ кг/мм}^2$; коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$; 2. $E = \frac{\sigma_{0,2}}{\varepsilon_{0,2}} \rightarrow \varepsilon_{0,2} = \frac{\sigma_{0,2}}{E} = \frac{85}{20\,000} = 4,25E-3$; 3. Относительное удлинение после разрыва $\delta = 10\% \rightarrow \varepsilon_B = 0,1$;

б — для алюминиевого сплава Д16Т:

1. Модуль упругости $E = 7200 \text{ кг/мм}^2$; коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$; 2. $E = \frac{\sigma_{0,2}}{\varepsilon_{0,2}} \rightarrow \varepsilon_{0,2} = \frac{\sigma_{0,2}}{E} = \frac{30}{7200} = 4,169E-3$; 3. Относительное удлинение после разрыва $\delta = 15\% \rightarrow \varepsilon_B = 0,15$

Таблица 2

№	Вариант задачи	Тип решения	Материал, тип решения			
			K_1	K_2	K_3	K_4
1	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_n$	Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный
2	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_m$	Линейный	Д16Т Линейный	Д16Т Линейный	Д16Т Линейный	Д16Т Линейный
3	$K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$	Линейный	Д16Т Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный
4	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_n$	Нелинейный	30ХГСА Нелинейный	30ХГСА Нелинейный	30ХГСА Нелинейный	30ХГСА Нелинейный
5	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_m$	Нелинейный	Д16Т Нелинейный	Д16Т Нелинейный	Д16Т Нелинейный	Д16Т Нелинейный
6	$K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$	Нелинейный	30ХГСА Нелинейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный
7	$K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$	Нелинейный	Д16Т Нелинейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный	30ХГСА Линейный

Примечание. Здесь и далее K_n — жесткость стержневых элементов, соответствующая стали 30ХГСА; K_m — жесткость стержневых элементов, соответствующая алюминиевому сплаву Д16Т.

зованием конечно-элементной модели с помощью программно-вычислительного комплекса MSC.Patran/Nastran.

Суть метода конечных элементов состоит в том, что конструкция, представляющая собой непрерывное деформируемое твердое тело, иногда сложной формы, рассматривается в виде некоторого числа блоков-элементов конечных размеров (конечных элементов).

В качестве конечных элементов могут рассматриваться прямолинейные и криволинейные стержни, балки, плоские пластины различной конфигурации, оболочки, трехмерные массивные тела. Предполагается, что одинаковые или разные по форме и размерам элементы связаны между собой в точках, расположенных на их границах и называемых узловыми точками. Поле перемещений в каждом элементе представляется через систему аппроксимирующих функций, выраженных через перемещения в узловых точках. Эти перемещения являются основными неизвестными при решении задач. Деформации и напряжения в элементе могут быть представлены через узловые перемещения, если аппроксимирующие функции подставить в геометрические соотношения, а их, в свою очередь, — в зависимости от определяющих свойств материала. Основное уравнение метода конечных элементов имеет вид:

$$\{\bar{k}\}\{\bar{\Delta}\} = \{\bar{F}\}. \quad (1)$$

где векторы узловых перемещений и сил всей системы $\{\bar{\Delta}\}$ и $\{\bar{F}\}$, а также матрица, называемая общей или глобальной матрицей жесткости $\{\bar{k}\}$. Это уравнение является основным при расчете конструкций с помощью МКЭ. Оно позволяет найти перемещения, силы реакций и по соотношению

$$\{\sigma\} = [D][B]\{\Delta\} \quad (2)$$

определить напряженное состояние в системе.

При решении задач с большими деформациями, в которых используются нелинейные определяющие уравнения, следует изменить только соотношение (2). Новое соотношение можно записать в виде

$$F(\{\sigma\}, \{\varepsilon\}) = 0. \quad (3)$$

Используем метод переменной жесткости, когда связь между напряжениями и деформациями, характеризующая поведение материала, представляется в форме (3). Здесь матрица упругости зависит от достигнутого уровня деформации и имеет вид

$$[D] = [D(\{\varepsilon\})] = [D(\{\delta\})]. \quad (4)$$

Так как матрица упругости влияет на окончательный вид матрицы жесткости системы, приходим к уравнению

$$\{\psi\} = [K(\{\delta\})]\{\delta\} - \{R\} = 0, \quad (5)$$

которое решается итерационным методом Ньютона—Рафсона.

Для всех расчетных случаев результаты расчетов усилий, действующих в стержневых элементах, приведены в табл. 3.

Таблица 3

№	Расчетный случай	Тип решения	Усилия, кгс			
			R_1	R_2	R_3	R_4
1	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_n$	Линейный	315	315	-24,6	-24,6
2	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_m$	Линейный	262	262	63,9	63,9
3	$K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$	Линейный	269	269	52,1	52,1
4	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_n$	Нелинейный	276	276	40,8	40,8
5	$K_1 = K_2 = K_3 = K_4 = K_m$	Нелинейный	216	216	140	140
6	$K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_n$	Нелинейный	282	282	30,8	30,8
7	$K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$	Нелинейный	183	183	194	194

На рис. 4 в виде диаграммы показано распределение усилий в стержневых элементах для различных расчетных случаев. Из табл. 3 и рис. 4 видно, что оптимально равномерное распределение усилий достигается в 7-м варианте задачи, где $K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$.

В табл. 4 и 5 и на рис. 5 приведены результаты расчетов перемещений и усилий в стержневых элементах для расчетного случая $K_2 = K_3 = K_4 = K_n, K_1 = K_m$ в линейной и нелинейной постановке задачи.



Рис. 4. Диаграмма распределения усилий в стержневых элементах

Таблица 4

% от P^P ($P^P = 150$ кгс)	Перемещения, мм			
	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4
0	0,00E+00	0,00E+00	0,00E+00	0,00E+00
10	1,62E-02	4,28E-03	1,66E-03	8,28E-04
20	3,23E-02	8,56E-03	3,31E-03	1,66E-03
30	4,85E-02	1,28E-02	4,97E-03	2,48E-03
40	7,34E-02	1,61E-02	1,01E-02	5,04E-03
50	1,07E-01	1,83E-02	1,87E-02	9,36E-03
60	1,41E-01	2,05E-02	2,74E-02	1,37E-02
70	1,75E-01	2,26E-02	3,60E-02	1,80E-02
80	2,08E-01	2,48E-02	4,46E-02	2,23E-02
90	2,42E-01	2,70E-02	5,33E-02	2,66E-02
100	2,76E-01	2,92E-02	6,19E-02	3,10E-02
Линейный расчет (начало расчета — точка 0,0)	1,62E-01	4,28E-02	1,66E-02	8,28E-03

Таблица 5

% от P^P ($P^P = 150$ кгс)	Усилия, кгс			
	R_1	R_2	R_3	R_4
0	0	0	0	0
10	26,9	26,9	5,2	5,2
20	53,8	53,8	10,4	10,4
30	80,6	80,6	15,6	15,6
40	101,0	101,0	31,7	31,7
50	115,0	115,0	58,8	58,8
60	128,0	128,0	85,9	85,9
70	142,0	142,0	113,0	113,0
80	156,0	156,0	140,0	140,0
90	170,0	170,0	167,0	167,0
100	183,0	183,0	194,0	194,0
Линейный расчет (начало расчета — точка 0,0)	269	269	52	52

Как видно из рис. 5, при линейном решении график «усилия–перемещение» имеет линейное распределение и высокую неравномерность распределе-

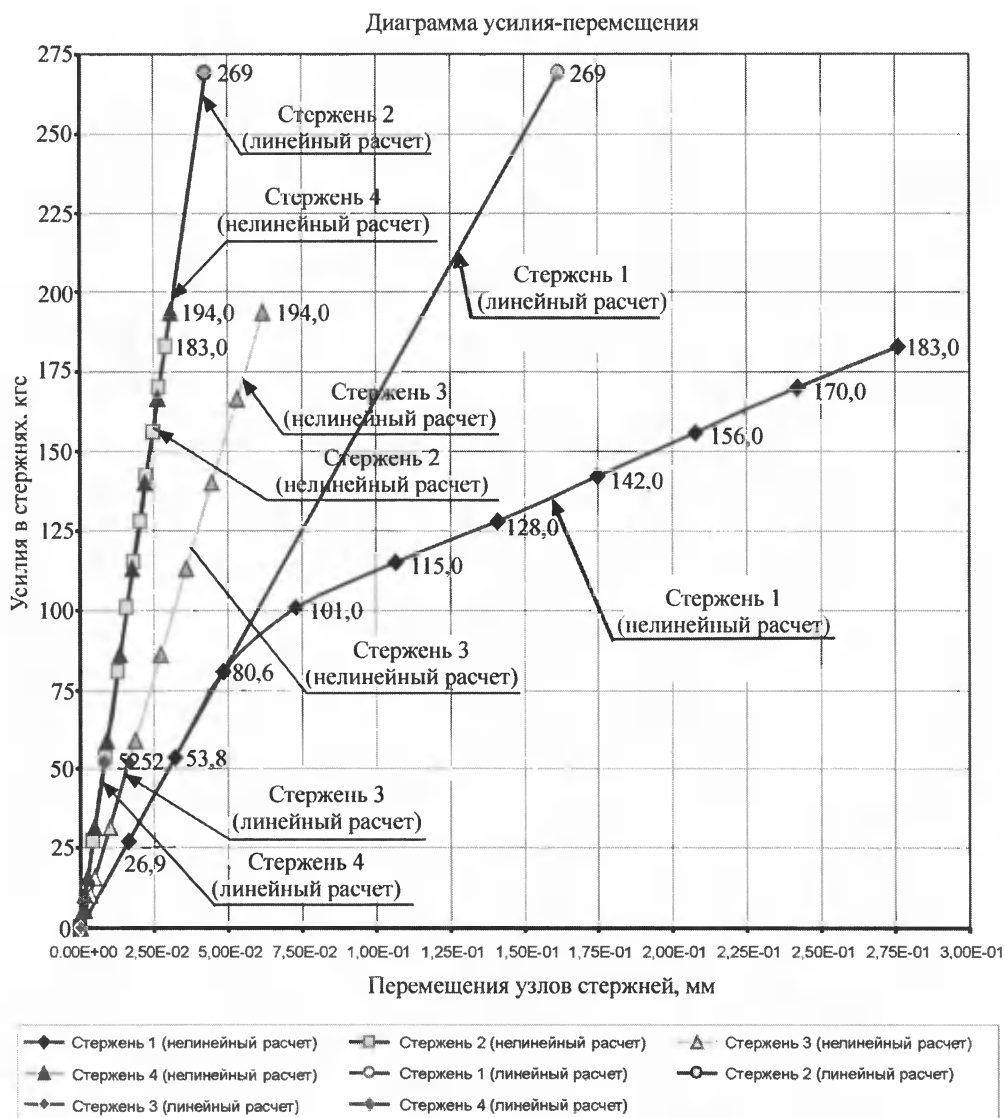


Рис. 5. Диаграмма «усилия — перемещения» узлов стержней

ния усилий в стержневых элементах ($R_1 = 269$ кгс; $R_2 = 269$ кгс; $R_3 = 52$ кгс; $R_4 = 52$ кгс). При использовании нелинейного решения график «усилия—перемещения» имеет нелинейное распределение, что позволяет выравнивать усилия в стержневых элементах за счет пластического деформирования стержня № 1.

Таким образом, конечно-элементное моделирование процесса пластического деформирования соединений силовых элементов дает возможность правильно оценивать нагружение болтового стыка и определять несущую способность конструкции. При проектировании подобные расчеты позволяют задавать в зонах стыка деталей пластические деформации нужного

уровня с целью получения максимальной несущей способности стыков за счет ограничения нагрузок в крепежных элементах.

Список литературы

1. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет. М.: Высшая школа, 1983. 392 с.
2. Зенкевич О. Метод конечных элементов. М.: Мир, 1975. 538 с.
3. Самуль В.И. Основы теории упругости и пластичности: Учеб. пособие для студентов вузов. 2-е изд., перераб. М.: Высшая школа, 1982. 264 с.
4. Спицина Д.Н. Строительная механика стержневых машиностроительных конструкций. М.: Высшая школа, 1975. 249 с.
5. Усюкин В.И. Строительная механика конструкций космической техники. М.: Машиностроение, 1988. 392 с.

Новые подходы к проблеме обеспечения качества жидкого водорода на этапах его эксплуатации и подачи в изделие

В.В. Елисеев, Ю.Г. Суслов

В процессе проведения опытно-конструкторских работ (ОКР) по созданию и испытаниям кислородно-водородного блока РН «Энергия» была разработана технология и созданы средства обеспечения и контроля качества жидкого водорода (ЖВ), обеспечившие штатную работу двигателей. Были сформулированы требования к составу ЖВ (пароводород не менее 98%), ограничения по примесям и принцип контроля качества ЖВ — по ключевым примесям: кислороду не более $4 \cdot 10^{-7}\%$ объема и водороду не более $4 \cdot 10^{-5}\%$ объема при получении потребителем. Эти требования вошли в российский стандарт.

Анализ возможности применения этой технологии для нового кислородно-водородного блока КРБ выявил ряд особенностей и недостатков, основные из которых следующие:

- значительную часть времени (5...7 ч) и материальных затрат при предстартовой подготовке РН «Энергия» занимала замена среды в баке и топливной системе перед заправкой по схеме воздух—азот—газообразный водород;
- созданные лабораторные средства контроля в производственных условиях не позволяют обеспечить надежный контроль качества ЖВ по содержанию примесей (10^{-5} ... $10^{-7}\%$ объема);
- заявленное иностранным заказчиком качество применяемого им ЖВ по составу и примесям было существенно ниже установленного российским стандартом. Заявленное объемное содержание (в %) таково:

Водород	Не менее 99,995
Пароводород	Не менее 95
Кислород + аргон	Не более $1 \cdot 10^{-4}$
Азот+влага+летучие углеводороды.	Не более $9 \cdot 10^{-4}$
Гелий	Не более $39 \cdot 10^{-4}$
Окись и двуокись углерода.	Не более $1 \cdot 10^{-4}$
Общее содержание газов	Не более $50 \cdot 10^{-4}$

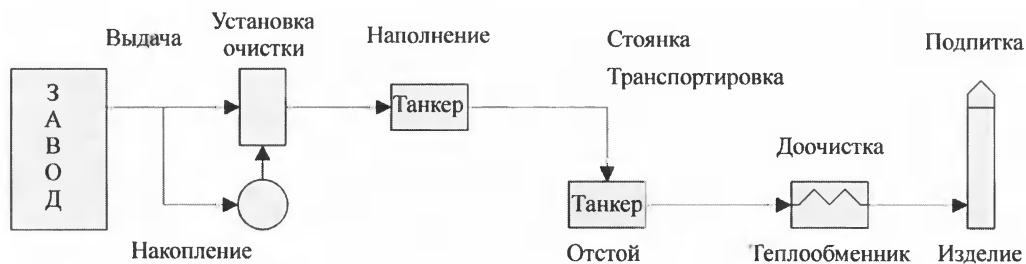


Рис. 1. Схема прохождения ЖВ от завода до изделия

Были разработаны мероприятия и средства доведения ЖВ до требований российского стандарта и поддержания его качества на всех этапах эксплуатации (рис. 1) вплоть до подачи его в изделие.

Расчетным путем [1] были определены возможные величины ухудшения показателей качества ЖВ в технологических операциях на пути от завода до двигателя и, исходя из требований к качеству ЖВ на входе в двигатель, сформулированы требования к системе очистки ЖВ после его изготовления.

Содержание примесей в получаемом с завода ЖВ не должно превышать по азоту величины $1 \cdot 10^{-5}\%$ объема, по кислороду и остальным примесям $1 \cdot 10^{-7}\%$ объема.

Анализ состава и свойств технологических примесей ЖВ показал следующее. Парциальное давление гелия в эксплуатационном диапазоне температур 20...23 К в 10...20 раз выше такового для водорода. Поэтому во всех основных операциях (заполнение цистерны, дренаж при стоянке, перекачка, заправка) он будет улетучиваться из ЖВ и по расчету после заправки бака РБ будет гарантированно меньше допустимой для двигателя величины (около 0,004% объема).

Парциальное давление остальных газовых примесей на несколько порядков ниже, чем водорода. Поэтому они накапливаются в нем, как показывают расчеты и экспериментальные данные, практически пропорционально степени выпаривания ЖВ в технологических операциях. При этом, вследствие чрезвычайно низкой растворимости (табл. 1) часть примесей (сверх пределов насыщения) выделится в ЖВ в виде твердой (кристаллической) фазы. Для производимого заводом иностранного заказчика ЖВ, как показывает сравнительный анализ данных, приведенных в табл. 2, содержание кристаллической фазы примесей может составлять до 90% от суммарного. Как показали исследования, дисперсионный состав отвержденных газов включает микрочастицы в диапазоне 0,1...10 мкм, при этом максимум распределения приходится на 2...3 мкм. Плотность кристаллической фазы примесей в 10...20 раз выше плотности ЖВ.

Поэтому кристаллические примеси стремятся к осаждению на днища емкостей при хранении, а при перекачке на стенках агрегатов и трубопроводов. Высокая степень очистки криосуспензий такого типа была достигнута при использовании объемных фильтров (материалы типа ФНС) и фильтров-поглотителей насыпного типа. Сравнительный анализ содержа-

Таблица 1

Вид примесей	Равновесная растворимость при $T = 21,5 \text{ К}$, % объема	Содержание примесей на выходе с завода при $T = 21,5 \text{ К}$
Кислород	$9 \cdot 10^{-7}$	Суммарно $1 \cdot 10^{-4}$
Аргон	$2,3 \cdot 10^{-6}$	
Азот	$8 \cdot 10^{-5}$	Суммарно $9 \cdot 10^{-4}$
Метан	$5,7 \cdot 10^{-8}$	
Влага	Практически нерастворима	
Диоксид углерода	Менее $2 \cdot 10^{-8}$	Суммарно $1 \cdot 10^{-4}$
Оксид углерода	$1,0 \cdot 10^{-6}$	

ния примесей на выходе с завода, требований по содержанию примесей и равновесных величин по растворимости показал, что очистка ЖВ необходима как от кристаллической, так и растворенной фазы газовых примесей. С этой целью был применен показавший наилучшие результаты насыпной жидкофазный адсорбер. Выбор сорбента и расчет основных проектных параметров адсорбера был проведен исходя из двух ключевых примесей — азота и кислорода. Азот — основная по содержанию составляющая примесей (около 90%), он имеет на 1...2 порядка более высокую растворимость, чем остальные примеси, но в то же время это наиболее трудно адсорбируемый компонент. Кислород выбран из условия взрывопожаробезопасности и, соответственно, из-за очень низкого уровня допустимого содержания.

Кроме адсорбера в состав установки очистки (рис. 2) был включен ортопароконвертор с целью доведения содержания пароводорода с 95%

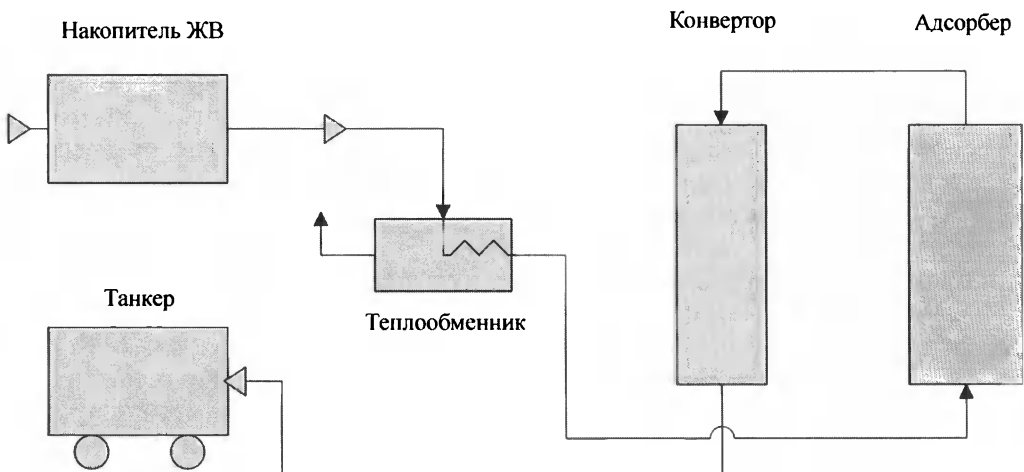


Рис. 2. Схема установки очистки ЖВ

до требуемого по российскому стандарту уровня 98%. На таком составе ЖВ отработывался двигатель КРБ, включение в схему ортопароконвертора исключает потери ЖВ на этапах эксплуатации за счет естественной ортопароконверсии с выделением тепла. В качестве конвертора была применена колонна, заполненная катализатором (металлическая стружка).

Исследования динамики сорбции микропримесей азота и кислорода из бинарных ($\text{H}_2\text{--O}_2$, $\text{H}_2\text{--N}_2$) и трехкомпонентных ($\text{H}_2\text{--O}_2\text{--N}_2$) растворов в области гидродинамических режимов течения через слой сорбента в диапазоне чисел Рейнольдса (Re) от 2 до 2000 показали, что оптимальным типом адсорбента является среднепористый селикагель марок КСС-3 и КСС-4. Установлено, что наибольшей емкостью по примесям азоту и кислороду обладает фракция с зернением 2...3 мм.

Опытным путем установлена динамическая сорбционная емкость селикагеля по кристаллической фазе 40...45 кг/м³, по растворенной фазе 85...90 кг/м³.

Определено, что коэффициент массопередачи для селикагеля с уровнем зернения 0,5...3 мм при концентрации криосуспензии в диапазоне $3 \cdot 10^{-7}$... $3 \cdot 10^{-4}\%$ объема определяется критериальным уравнением:

$$\text{Nu} = 0,722 \text{Re}^{0,56}, \quad 100 < \text{Re} < 3500, \quad (1)$$

где $\text{Nu} = V_t \bar{d}^2 / \nu$ — динамический критерий Нуссельта; V_t — объемная скорость осаждения кристаллов в зернистом слое, 1/с; $\bar{d}$ — средний размер зерна в слое, м; ν — коэффициент кинематической вязкости, м²/с; $\text{Re} = WD / \nu$ — гидродинамический критерий Рейнольдса; D — характерный размер поперечного сечения аппарата; W — линейная скорость течения среды через слой.

Длина зоны массообмена рассчитывалась по формуле:

$$L_0 = 2,3W / V_t \lg(C_0 / C), \quad (2)$$

где C_0 , C — коэффициенты криосуспензии на входе и выходе (проскоковая концентрация) из слоя, кг/м³.

Для растворенной фазы величина V_t в уравнениях (1) и (2) заменяется на коэффициент массообмена β . Продолжительность защитного действия слоя до проскока описывается уравнением

$$t_{\text{зд}} = A_k / (WC_0)(L - L_0),$$

где A_k — емкость слоя по твердой (растворенной) фазе примесей, кг/м³; L — длина слоя (м) — выбирается исходя из потребной массы очищаемого ЖВ.

Длина слоя сорбента в аппарате, необходимая для криосорбционной очистки:

$$L_{\text{кр}} = 3600(L_0 + t_p WC_{\text{кр}} / ja)K,$$

где t_p — время работы аппарата, ч; $C_{кр}$ — концентрация кристаллической или растворенной фазы на входе в аппарат; j — коэффициент полноты использования сорбционной емкости; a — динамическая сорбционная емкость по кристаллической или сорбционной фазе соответственно; K — коэффициент запаса, принят $K = 1,3$.

Приведенные соотношения верны для случая, когда через адсорбер течет поток ЖВ без газовой фазы. Поэтому в схему установки (см. рис. 2) включен теплообменник, переохлаждающий ЖВ на входе в адсорбер.

На основе приведенных выше соотношений в рамках проекта КРБ в составе системы очистки ЖВ был спроектирован и введен в эксплуатацию жидкофазный адсорбер. Исходя из состава ЖВ на выходе с завода, требований к двигателю блока КРБ с учетом потери качества на этапах эксплуатации, проектная степень очистки C_0/C адсорбера принята равной 100. Аппарат был рассчитан и спроектирован на два технологических режима:

очистка в режиме выдачи ЖВ с завода-производителя $Q = 300$ л/ч;

очистка в режиме перекачивания ЖВ из накопительного резервуара в танкер $Q = 1500$ л/ч.

Итоговые конструктивные и технологические параметры адсорбера:

Масса очищенной жидкости 10 000 кг

Расход жидкого водорода:

режим выдачи ЖВ с завода 300 л/ч

режим перекачивания 1500 л/ч

Расчетное содержание примесей в исходной среде:

по твердой фазе. $1 \cdot 10^{-1}\%$ объема

по растворенной фазе $8 \cdot 10^{-1}\%$ объема

Содержание примесей в очищенной жидкости Не более $1 \cdot 10^{-3}\%$ объема

Температура жидкости 21,5 К

Внутренний диаметр аппарата 0,2 м

Длина слоя сорбента в аппарате 1,2 м

Сорбент, используемый для загрузки аппарата Среднепористый селикагель марки КСС-3 (КСС-4), фракция 2–3 мм

Проскоковая концентрация (по азоту):

растворенной фазы $8 \cdot 10^{-1}\%$ объема

кристаллической фазы $1 \cdot 10^{-3}\%$ объема

Гидравлическое сопротивление слоя сорбента

в режиме выдачи ЖВ с завода (в режиме перекачивания) 17 (190) Па

Время работы, необходимое для очистки заданного количества ЖВ:

в режиме выдачи с завода 480 ч

в режиме перекачивания 90 ч

Продолжительность защитного действия слоя сорбента:

в режиме выдачи с завода 530 ч

в режиме перекачивания 100 ч

Опытная эксплуатация подтвердила эффективность работы адсорбера, правильность выбора основных его параметров. Измерения содержания

основных примесей в очищенном ЖВ хроматографическим методом показали, что заданная степень очистки обеспечивается с запасом на обоих технологических режимах. Фактически измеренное содержание примесей находилось в диапазоне: азот — $(1...8) \cdot 10^{-6}\%$ объема, кислород — на уровне $(5...10) \cdot 10^{-8}\%$ объема.

Как показали расчетная оценка и опытная эксплуатация изделия КРБ, сорбционная очистка получаемого с завода ЖВ в основном обеспечивает запас качества, компенсирующий ухудшение ЖВ на этапах эксплуатации от завода до подачи его в бак. Однако на практике возможно нарушение технологии и нештатное загрязнение ЖВ, сверхнормативное концентрирование примесей при задержках заправки, при стоянке заправленного изделия, а также в случае слива и повторной заправки. Для повышения надежности обеспечения качества в этих случаях разработаны следующие мероприятия:

отстой—осаждение кристаллических примесей в заправочных емкостях перед подачей ЖВ в изделие;

осаждение кристаллической фазы примесей в теплообменниках системы заправки;

гелиевая технология газовой подготовки топливных систем к заправке ЖВ.

Исходя из разности плотностей ЖВ и кристаллических примесей, диаметра кристаллов, по уравнению (закону) Стокса $W = g \frac{\rho - \rho_{\text{вод}}}{\mu} \frac{2R^2}{9}$,

где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ — ускорение свободного падения; R — радиус частиц, был проведен расчет скорости седиментации (осаждения) частиц в емкостях. Его результаты приведены в табл. 2.

Расчетная оценка данных табл. 2 показывает, что время осаждения частиц при характерных размерах цистерн (высота столба около 2 м) находится на уровне, приведенном в табл. 3.

Наличие внешнего теплоподвода и, как следствие, конвективность движения жидкости в емкостях замедляет скорость осаждения частиц, особенно для частиц с диаметром менее 5 мкм. Достоверные расчетные

Таблица 2

Размер частиц, мкм	Скорость осаждения, м/с		
	Азот, окись углерода	Кислород	Аргон
1	$4,15 \cdot 10^{-5}$	$5,89 \cdot 10^{-5}$	$7,36 \cdot 10^{-5}$
2	$1,66 \cdot 10^{-4}$	$2,36 \cdot 10^{-4}$	$2,94 \cdot 10^{-4}$
3	$3,74 \cdot 10^{-4}$	$5,3 \cdot 10^{-4}$	$6,61 \cdot 10^{-4}$
5	$1,03 \cdot 10^{-3}$	$1,47 \cdot 10^{-3}$	$1,84 \cdot 10^{-3}$
10	$4,15 \cdot 10^{-3}$	$5,89 \cdot 10^{-3}$	$7,36 \cdot 10^{-3}$

Таблица 3

Размер частиц, мкм	Время осаждения, ч		
	Азот, окись углерода	Кислород	Аргон
1	13,4	3,4	7,5
2	3,3	2,35	1,89
3	1,48	1,05	0,84
5	0,53	0,38	0,3
10	0,13	0,1	0,08

данные по влиянию конвекции на скорость осаждения отсутствуют. Опытные данные свидетельствуют о том, что за время около 12 ч происходит практически полное осветление метрового столба жидкости. Рекомендованное и принятое на практике время отстоя цистерн 12...24 ч.

В составе системы заправки обычно присутствует теплообменник, обеспечивающий заданную температуру ЖВ на входе в бак. В проекте КРБ это змеевик, погруженный в емкость с ЖВ под атмосферным (и ниже) давлением. На него была возложена и вторая функция — очистка ЖВ. Физически процесс «вымораживания» происходит в две стадии. При давлении насыщения, равном атмосферному, ЖВ охлаждается до температуры 20,2 К. При этом равновесно происходит кристаллизация примесей сверх пределов растворимости при этой температуре: по азоту $2,6 \cdot 10^{-5}\%$ объема, по кислороду, метану и диоксиду углерода — менее $2 \cdot 10^{-8}\%$ объема, по оксиду углерода — $3,0 \cdot 10^{-7}\%$ объема.

Экспериментальные исследования показали, что при турбулентном течении криосуспензий ЖВ по каналам при числах $Re \geq 15\,000$ происходит активное осаждение твердых примесей на стенках, и при соотношениях для каналов $L/d > 500$ в каналах оседает более 99% кристаллических примесей.

Для теплообменника системы заправки блока КРБ (диаметр каналов 8 мм, длина около 10 м, число труб — 47) $L/d = 1250$, т.е. последнее условие, безусловно, выполняется. В табл. 4 приведены расходы подачи ЖВ и соответствующие им числа Re в теплообменнике, рассчитываемые через массовый расход, $Re = md / (\mu S)$, где S — суммарная площадь кристаллов; μ — динамическая вязкость.

Таблица 4

Параметр	Заправка, малый расход	Заправка, номинальный расход	Подпитка, средний расход
Расход, кг/с	0,2	1,1	0,04
Re	47 700	26 300	9600

Из этих данных следует, что при заправке происходит вымораживание примесей ЖВ, а в процессе подпитки возможен вынос примесей в бак. Отсюда можно условно определить степень очистки или долю очищенного ЖВ в баке:

$$C_{\text{оч}} = (\dot{m}_{\text{мал}} t_{\text{мал}} + \dot{m}_{\text{ном}} t_{\text{ном}}) / M = (M - \dot{m}_{\text{подп}} t_{\text{подп}}) / M, \quad (3)$$

где $t_{\text{подп}}$, $t_{\text{мал}}$, $t_{\text{ном}}$ — время подпитки и заправки малым и номинальным расходом соответственно; M — доза заправки.

При дозе заправки 2000 кг и времени подпитки 1 ч степень очистки получается около 93%. Поэтому теплообменник дублирует установку очистки с жидкофазным адсорбером при сверхнормативном загрязнении ЖВ на этапах эксплуатации от завода до подачи в КРБ. Это позволило исключить инструментальный контроль качества ЖВ перед заправкой и после заправки ЖВ в КРБ.

Традиционная технология газовой подготовки баков и топливных систем к заправке ЖВ состоит в поэтапной замене воздушной среды на азотную, а азотной на водородную методами проведения продувки и циклов наддув бака — сброс давления из него. Цель этих операций — исключить поглощение ЖВ кристаллизующихся газов для обеспечения безопасности и работоспособности двигателей. Современная конструкция топливных систем содержит большое число тупиковых зон, агрегатов, трубопроводов, удаление остаточных газов из которых представляет весьма трудную техническую задачу. Проведение газовой подготовки занимало большую по времени (5...7 ч) и затратам часть предстартовой полготовки. Проблематичен и надежный контроль достижения заданных концентраций примесей из-за высоких требований к уровню остаточных концентраций $10^{-5}\%$ объема... $10^{-7}\%$ объема.

Была разработана технология поэтапной замены газовой среды [2], которая условно была названа «гелиевая технология газовой подготовки». На первом этапе на заводе-изготовителе исходная (воздушная) среда заменяется на гелиевую по технологии вакууммирование—заполнение гелием. При технически целесообразной степени вакууммирования натурной топливной системы 10^{-2} мм рт.ст. и применении гелия по ТУ 51-940-80, марки Б были установлены и подтверждены испытаниями нормативы содержания остаточных примесей в гелии, показанные в табл. 5.

Таблица 5

Остаточные примеси	Норма для 1 этапа газовой подготовки, % объема	Допустимое содержание газов в баке перед заправкой, % объема
Азот	Не более $1 \cdot 10^{-2}$	Не более $2 \cdot 10^{-2}$
Кислород	Не более $2 \cdot 10^{-3}$	Не более $2 \cdot 10^{-4}$
Влага	Не более $2 \cdot 10^{-3}$	Не более $2 \cdot 10^{-3}$
Гелий	100	Не более 2

Норма остаточного содержания гелия 2% была установлена исходя из необходимости выполнения требования по допустимому насыщению ЖВ гелием в баке перед подачей в двигатель — не более 0,004% объема.

На втором этапе планировалось довести содержание кислорода и гелия до требуемых величин путем продувки бака «Г» водородом на старте. Однако были проведены расчетно-экспериментальные работы, направленные на исключение водородной подготовки и достижение требуемых концентраций примесей:

- по гелию в процессе вентиляции (удаления его из бака) испаряющимся при захолаживании и заправке водородом, а также в процессе удаления растворенного в ЖВ гелия при операциях «Подпитка» и «Раскипание» его в баке;

- по азоту и другим кристаллизующимся примесям в процессе их удаления из газовой полости бака испаряющимся водородом при захолаживании и заправке водородом.

В результате была отработана и внедрена технология заправки ЖВ непосредственно в гелиевую среду. При этом было обеспечено содержание остаточного гелия в ЖВ как минимум на порядок ниже допустимого. С учетом описанных выше мероприятий было также обеспечено допустимое содержание газовых кристаллизующихся примесей в ЖВ перед подачей в двигатель. Внедрение этой технологии позволило существенно упростить, сократить время и средства для подготовки изделия на старте, исключить средства инструментального газового контроля.

Выводы. 1. Выявлены особенности и недостатки применения традиционной технологии работ с ЖВ в проекте КРБ с применением ЖВ иностранного производства.

2. На основе анализа состава и свойств примесей ЖВ выбран и внедрен оптимальный способ очистки ЖВ от кристаллической и растворенной фаз примесей с использованием жидкофазного адсорбера.

3. Обоснованы аналитически и подтверждены результатами опытной эксплуатации мероприятия по доочистке ЖВ путем отстоя (осаждения) примесей в емкостях и поглощения их в теплообменнике при температурах ниже равновесных по растворимости.

4. Разработана и внедрена гелиевая технология замены газовой среды в топливных системах, состоящая в замене исходной среды (воздуха) по схеме вакууммирование—заполнение гелием с последующей заправкой ЖВ непосредственно в гелиевую среду топливной системы.

Список литературы

Пат. 2038269 РФ. Способ замены газовой среды в баках и топливных системах ракет, управляемых жидким водородом, авт. Сулов Ю.Г., Елисеев В.В. и др. 01.09.1992.

Разработка вариантов пневмогидравлических схем перелива компонентов топлива РН тяжелого класса

А.П. Гневашев, В.А. Гордеев, И.С. Партола, Т.С. Гордеева, О.В. Петрова

Перелив как средство повышения энергомассовых характеристик (ЭМХ) РН. Повышение ЭМХ ракет-носителей (РН) является одной из главных задач проектных работ по двигательной установке (ДУ). Основной вклад в это повышение при разработке ДУ вносят выбор высокоэнергетичных компонентов топлива (КТ) и их рациональное использование, что означает максимально возможное заполнение топливных баков компонентами и их максимальную выработку. Получение максимальной набранной скорости (или максимальной полезной нагрузки) зависит от оптимального распределения проектного запаса КТ по ступеням. Все эти моменты при проектировании РН доводятся до предельных значений, достижимых в настоящее время при современных методиках проектирования. Наиболее приемлемым и эффективным было бы использование большей части располагаемых КТ на второй и последующей ступенях, поскольку на них каждая тонна КТ дает в несколько раз большее приращение скорости (или увеличение массы ПН), по сравнению с использованием на первой ступени. Однако в действительности больший запас КТ в современных РН расходуется при работе первой ступени. Использование в пакетной связке блоков ДУ I ступени блока ДУ II ступени приводит к тому, что в самостоятельный полет II ступень отправляется со значительно выработанным запасом КТ, неся при этом полную массу баков, соответствующую начальному объему КТ.

Самым рациональным было бы заполнение освободившейся части баков II ступени перед ее «стартом» компонентами из первой ступени. Это может быть достигнуто переливом части КТ из баков I ступени в баки II ступени. Конечно, это довольно сложный процесс, поскольку он должен осуществляться с большими расходами КТ (в связи со сравнительно коротким временем работы I ступени), в процессе полета РН с высокими скоростями и изменяющимися перегрузками. Однако это не является препятствием для осуществления перелива.

Положительным является опыт эксплуатации с переливом КТ разгонного блока «Бриз». В последнее время к вопросам перелива КТ как к одному из средств дальнейшего повышения ЭМХ вернулись в приложении к РН тяжелого класса.

В данной статье рассмотрена пневмогидравлическая часть работ по переливу КТ из баков боковых блоков (ББ) в соответствующие баки центрального блока (ЦБ), который после отделения ББ становится II ступенью. Рассмотрены различные варианты осуществления процесса перелива и самих пневмогидравлических систем, обеспечивающих перелив КТ.

Следует отметить, что в данной статье приведены далеко не все аспекты, касающиеся перелива (см. также в данном сборнике статью «Принципы построения и структурные схемы систем управления расходом топлива и наддува баков РН с гидравлическими связями между боковыми и центральными блоками», с. 331).

Цели и задачи перелива КТ. Целью рассмотренного перелива компонентов топлива (кислород, керосин) является повышение энергомассовых характеристик РН путем оптимального использования имеющегося запаса КТ на I и II ступенях и перераспределения его в полете для максимально возможного пополнения запаса II ступени. Реализация данной цели должна быть осуществлена с решением ряда задач:

получение максимального эффекта по увеличению выводимой носителем полезной нагрузки;

минимальный объем доработок конструкции ПГС ДУ и в целом РН в условиях сформированной многоблочной пакетной схемы;

сохранение основных условий эксплуатации комплекса (технологий заправки автономных блоков, разделения ступеней, основных режимов работы двигателей и т.д.).

Эти задачи решаются, в первую очередь, выбором наиболее рациональной пневмогидравлической схемы перелива и организацией процесса перелива во времени.

Рассмотренные варианты перелива КТ применительно к РН тяжелого класса. В процессе анализа путей реализации перелива КТ с решением поставленных задач применительно к РН с учетом ее конструктивно-компоновочных особенностей и состояния разработки были рассмотрены несколько принципиальных пневмогидравлических схем перелива кислорода и керосина.

Проектная проработка реализации перелива компонентов топлива из боковых блоков в центральный проведена применительно к трем вариантам:

1) перелив за счет перепада давления между соответствующими баками боковых блоков и центрального блока путем обеспечения разных давлений в газовых подушках баков;

2) перелив за счет подачи избытка компонентов топлива от форсированных на 25% имеющих бустерных насосов двигателей боковых блоков;

3) перелив за счет применения вновь разрабатываемых дополнительных турбонасосных агрегатов, устанавливаемых в баках ЦБ.

При выборе схем перелива учитывалось следующее. Выигрыш от перелива топлива в центральный блок, представляющий собой одновременно II ступень, определяется, в первую очередь, двумя показателями: полнотой оптимального заполнения центрального блока топливом на момент его отделения от ББ и массой гарантийных запасов в ББ, которые на первых пусках РН придется увеличить из-за невозможности воспроизвести при наземной отработке все полетные факторы, влияющие на процесс перелива. Указанный эффект от введения перелива части топлива в значительной степени определяется организацией регулирования процесса перелива, межблочной синхронизацией опорожнения баков ББ (при одновременной работе своих двигателей и перелива) и максимально возможного заполнения баков ЦБ при заданном соотношении КТ.

Для реализации указанного предложено несколько принципиальных решений, направленных на обеспечение точного заполнения баков ЦБ на момент отделения ББ (в баллистически оптимальном диапазоне 85...95% от пер-

воначально заправляемой массы топлива), а также создание условий для надежной работы двигателя и системы управления расходом топлива (СУРТ):

а) дренаж газовых подушек баков ЦБ в начале полета для увеличения расхода перелива;

б) заполнение баков ЦБ из баков ББ в первые 35...45 с полета за счет расхода перелива, превышающего расход топлива в двигатель;

в) перекрытие расходной магистрали кислорода ЦБ дисковым затвором при практическом отсутствии в ней расхода (от 25 до 42 с полета), выполняемое для минимизации возмущения на входе в двигатель;

г) дренаж бака «О» ЦБ в полете для исключения повышения давления за счет испарения кислорода, изменение давления в баке «Г» для управления заполнением бака ЦБ из ББ;

д) использование работы двигателей на различных режимах тяги (ББ — на номинальном режиме; ЦБ — на режиме КСТ в конце работы перелива).

Краткая характеристика рассмотренных вариантов перелива. В первом варианте перелив кислорода и горючего из ББ в ЦБ осуществляется под действием создаваемого перепада давлений в газовых подушках их баков.

Магистрали перелива горючего (диаметром 110 мм) сообщают между собой нижние части центрального и четырех боковых баков «Г». Четыре магистрали перелива окислителя (диаметром 150 мм) сообщают нижние части баков «О» боковых блоков с заборным устройством бака «О» ЦБ. (Диаметр магистралей перелива определен суммарным расходом КТ в двигатель.) На сифонном заборном устройстве окислителя центрального бака последовательно установлены дисковый затвор и приемник окислителя. Дисковый затвор (с пневмоприводом) обеспечивает проходное сечение и практически полное перекрытие входа в расходную магистраль ЦБ.

На магистралях перелива окислителя и горючего между баками ББ и ЦБ установлены узлы разделения «О» и «Г», а также герметизирующие отсечные пироклапаны «О» и «Г» со стороны ББ и ЦБ.

Системы наддува баков окислителя и горючего ББ сообщены соответственно между собой трубопроводами наддува, закольцованными ресивером «О» и коллектором «Г», которые расположены на ЦБ. В трубопроводах наддува на входе в баки ББ установлены основные дозирующие диафрагмы «О» и «Г», а между ББ и ЦБ — узлы разделения «О» и «Г» с герметизирующими «лепестковыми» клапанами. В обвод основных диафрагм установлены дополнительные электропневмоклапаны (ЭПК) «О» и «Г» со своими дозирующими диафрагмами «О» и «Г».

Во втором варианте бустерные насосы двигателей боковых блоков должны быть форсированы на 25% по расходу, и полученный избыток компонентов топлива направляется через магистрали перелива в соответствующие баки ЦБ. Существующие бустерные насосы «О» (БНО) и «Г» (БНГ) создают напоры около 15 кгс/см² кислорода и 7 кгс/см² горючего, которые при указанном форсировании обеспечат перелив через магистрали тех же диаметров, что и в первом варианте. Чтобы стабилизировать расходы перелива при широком диапазоне изменения противодавлений, связанных в основном с ростом осевой перегрузки (до 3,5 раз), в переливных магистралях необходимо предусмотреть дроссели «О», «Г».

В третьем варианте вновь разрабатываемые низконапорные турбонасосные агрегаты (ТНА) «О» и «Г» устанавливаются по оси баков ЦБ, в их нижних частях. На вход насосов подаются компоненты топлива из магистралей перелива, на выходе устанавливаются устройства, формирующие расходящиеся потоки по объему баков. Данный вариант предполагает подачу рабочих тел на привод турбин ТНА от двигателя центрального блока.

При сравнении вариантов перелива необходимо отметить следующее. Первый вариант наиболее ясный, и его особенностью будет обеспечение необходимых перепадов давления с учетом выработки КТ, перегрузки и создания повышенных давлений в ББ. Необходимо отметить, что согласно проведенным проектным проработкам вариант с переливом за счет перепада давления отличается большим увеличением массы конструкции пневмогидравлической системы подачи компонентов топлива (ПГСП) по сравнению с использованием дополнительных бустерных насосов.

Вариант с форсированием бустерных агрегатов двигателей боковых блоков по расходу имеет минимальную массу средств перелива. Однако он требует доработки бустерных агрегатов с изменением их характеристик и, в некоторой степени, приводит к созданию двух модификаций двигателя (основного для ЦБ и дополнительного для боковых блоков). Требуется также и регулирование этих расходов с помощью дросселей. В третьем варианте отбор сравнительно малого количества жидких КТ от двигателя практически не должен сказаться на его выходных характеристиках, но потребует введения соответствующих штуцеров, трубопроводов и пуско-отсечных клапанов.

Все схемы перелива в принципе осуществимы. Более того, предварительный массовый анализ необходимых дополнительных систем ПГСП дает сравнимые результаты (в пределах 400...500 кг), что практически выравнивает варианты в плане баллистической эффективности. Поэтому в качестве решающего критерия выбора следует рассматривать влияние схемы перелива на надежность ДУ и РН в целом. При этом более предпочтительным представляется вариант перелива за счет перепада давления, поскольку требует меньшее число вновь разрабатываемых агрегатов и не связан с доработками двигателя.

Однако по результатам комплексного рассмотрения наиболее приемлемым признан комбинированный вариант перелива КТ из ББ в ЦБ:

по кислороду — перелив передавливанием, под перепадом давления между баками ББ и ЦБ (первый вариант);

по горючему — перекачкой с помощью ТНА «Г», размещенного в баке ЦБ (третий вариант).

Потребный объем доработок для реализации перелива. Доработка ДУ штатной РН по внедрению перелива включает в себя:

по двигателю, установленному в ЦБ:

увеличение потребного ресурса работы двигателя II ступени для выработки дополнительного, переливаемого запаса КТ;

отбор керосина после основного насоса «Г» и его подачу на привод перекачивающего ТНА «Г»;

по ПГСП:

введение собственно магистралей перелива «О» и «Г» из баков ББ в баки ЦБ с необходимыми агрегатами;

объединение систем наддува баков ББ между собой (по «О» и «Г» соответственно);

осуществление автономного наддува баков ББ и его регулирования;

введение алгоритмов перелива «О» и «Г», изменение алгоритмов наддува и дренажа баков ББ и ЦБ, выработки КТ из баков, обеспечивающих максимальное заполнение баков ЦБ и минимальные остатки КТ в баках ББ (к моменту их отделения).

Для реализации изложенного в ПГСР вводятся новые агрегаты и узлы:

- комбинированные заборные устройства в баках ББ и баке «О» ЦБ (с вводом магистралей перелива);

- дисковый затвор в заправочном устройстве (ЗУ) бака «О» ЦБ с пневмоприводом (диаметр изменяемого проходного сечения около 300 мм);

- узлы разделения переливных («О» и «Г») и наддувных магистралей (с диаметрами 150, 110 и 40 мм соответственно);

- пироклапаны отсечные, герметизирующие магистрали перелива;

- блоки наддува баков ББ с дозирующими диафрагмами и жиклерами, снабженные ЭПК (или пневмоклапанами), работающими при температуре до 530 ± 20 К;

- ТНА «Г» перекачки керосина из ББ в ЦБ;

- пироклапаны (пусковой и отсечной) подачи керосина на привод ТНА «Г»;

- ресивер наддува баков «О» и коллектор наддува баков «Г» боковых блоков;

- приемник «О» (в баке ЦБ).

Для управления переливом КТ с заполнением баков ЦБ и выработкой КТ из баков ББ необходимо создание математических моделей, воспроизводящих процессы перелива, и алгоритмов ПГСР и СУРТ I и II ступеней, в том числе:

- математическая модель нестационарных процессов в системе перелива при запуске, дросселировании и останове двигателей;

- математическая модель объекта управления в виде взаимосвязанных систем СУРТ и ПГСР и специализированное программное обеспечение для исследования динамики и точности осуществляемого перелива;

- новые алгоритмы и адаптация существующих в обеспечение решения задачи управления расходом топлива и наддува гидравлически связанных баков I ступени и, в частности, алгоритмов управления стабилизацией запасов топлива в центральном блоке и др.

Доработки двигателя и ПГСР в обеспечение перелива ведут, в свою очередь, к необходимости доработок:

бортовой аппаратуры системы управления (БАСУ), аппаратуры системы управления переливом (АСУП), системы измерений (СИ), включающей в себя систему телеметрического контроля (СТК) и систему наземных измерений (СНИ). Доработки необходимы в части реализации измененных полетных циклограмм и алгоритмов работы, управления заправкой (подпиткой) гидравлически связанных баков, а также дополнительных замеров параметров, вводимых в связи с переливом и наддувом;

технологии заправки КТ в части выравнивания уровней в баках ББ и ЦБ, заполнения переливных магистралей и их проливки для поддержания необходимых температур при стоянке.

Доработки затрагивают также производственные процессы на заводе-изготовителе, связанные с:

изготовлением и испытаниями новых агрегатов, узлов и трубопроводов; изменением технологии изготовления, комплектации баков и стыковки ББ и ЦБ с учетом магистралей перелива и наддува;

технологией проведения пневмоиспытаний автономных блоков и РН в сборе (в соответствии с дополненными программами-методиками).

Большой объем работ, сопутствующий внедрению перелива, ложится на лабораторно-стендовую отработку.

Особенности отработки перелива и необходимые испытания. По результатам анализа особенностей процесса перелива и получения необходимых данных, подтверждающих осуществление перелива с заданными характеристиками, разработан перечень видов лабораторно-стендовых испытаний (ЛСО) и определен предварительный состав необходимых изделий, моделей и стендов.

Основными задачами ЛСО систем перелива КТ должны быть:

- автономная отработка дополнительных элементов конструкции ПГСР — заборных устройств (ЗУ), блоков наддува, узлов, агрегатов, трубопроводов, вводимых для обеспечения перелива;
- определение гидросопротивления штатных переливных магистралей «О» и «Г» (с ЗУ, блоками разделения) на воде;
- экспериментальное подтверждение осуществления процесса перелива КТ из ББ в ЦБ с требуемыми параметрами на гидравлических и тепловой моделях с использованием имитаторов КТ — воды, жидкого азота);
- определение гидродинамических характеристик потоков КТ в трактах перелива «О» и «Г» — от баков ББ до входов в двигатель ЦБ;
- определение диапазона разностей давления между баками ББ и ЦБ, необходимых для обеспечения выравнивания расходов перелива из всех ББ;
- предварительная автономная отработка систем перелива и подачи имитаторов КТ (воды), поочередно в пневмогидросистемы «О» и «Г», при холодных проливках;
- совместная отработка алгоритмов управления системы опорожнения боковых баков (СОБ ББ); межбакового согласования (МБС) выработки КТ из ББ; прогнозирование остатков компонентов топлива (ОКТ) в ББ; стабилизация максимальных запасов топлива в ЦБ с использованием системы контроля заправки (СКЗ) ЦБ, управления ПГСР, перелива КТ с обеспечением полной выработки КТ из баков «О» и «Г» ББ (по УСРП);
- настройка математических моделей систем ПГСР и двигателя с целью прогноза параметров огневых и летных испытаний;
- комплексная отработка систем и процесса перелива при холодных проливках на штатных КТ и огневых испытаниях с определением параметров

перелива в сочетании с подтверждением полноты выработки КТ из ББ при работе двигателя ЦБ в соответствии с программой полета.

Указанные задачи испытаний должны решаться с широким осуществлением параметрических расчетов, внедрением математического и физического моделирования процессов перелива, его управлением во всем диапазоне изменения внутренних и внешних факторов.

Автономные испытания элементов ПГСП. Целью автономных испытаний является отработка конструкции, функционирования и параметров ранее упомянутых агрегатов и узлов ПГСП на соответствие ТЗ по назначению. Испытания агрегатов должны проводиться по полной программе в три этапа — предварительный, доводочный и приемочный с соответствующим количеством испытываемых агрегатов.

При ЛСО узлов и элементов особое внимание должно быть уделено определению разбросов гидравлических сопротивлений комбинированных ЗУ, магистралей перелива «О» и «Г», разбросов пропускных способностей расходных элементов (диафрагм и жиклеров). Эти испытания планируется проводить на вновь создаваемом специализированном стенде с использованием имитатора КТ (воды).

Представляется также необходимым проведение автономных типовых вибропрочностных испытаний участков магистралей перелива «О» и «Г», расположенных между блоками ББ и ЦБ и заполненных КТ эквивалентно штатной массе.

Испытания на экспериментальных моделях. Перед экспериментальной отработкой процесса перелива на моделях ставятся задачи проверки основных принципиальных положений:

- обеспечения стабильных, равных потоков перелива из ББ в ЦБ и одновременной выработки баков ББ;
- максимально возможного заполнения баков «О» и «Г» ЦБ на момент окончания перелива;
- способности ЗУ бака «О» (с дисковым затвором) ЦБ создавать одинаковые условия перелива на входе (при одновременном поступлении четырех потоков) и обеспечивать сплошность суммарного потока, подаваемого в расходную магистраль к двигателю (ЦБ);
- эффективности влияния изменения давления в ББ на расход перелива (с оценкой продолжительности переходных периодов).

Результативность и достоверность оценок в значительной степени зависят от масштаба исполнения экспериментальной модели, ее оснащенности и степени приближения по гидравлическим характеристикам к штатным магистралям перелива.

В качестве основной экспериментальной гидравлической модели для отработки процессов перелива предлагается установка в масштабе 1:5, состоящая из четырех боковых и одного центрального баков с расходными, переливными, заправочными и наддувными магистралями.

Другой экспериментальной моделью предлагается установка в масштабе 1:20 системы перелива кислорода для оценки (на жидком азоте) полей температур в баках «О» при заправке и переливе, а также условий предотвращения кипения кислорода в переливных трубопроводах.

Для оценки работы заборного устройства кислорода в ЦБ (с встроенными магистралями перелива и имитатором дискового затвора) предусматривается создание прозрачной модели ЗУ (масштаб 1:2).

Режимы модельных испытаний определяются с использованием критериев подобия, получаемых при записи уравнений математических моделей процессов перелива в безразмерной форме.

Испытания на гидродинамическом стенде. Важное значение имеет исследование гидродинамики расходного тракта «О» ЦБ с комбинированным заборным устройством, имеющим в своем составе дисковый затвор и входы магистралей перелива, при имитации работы двигателя (по потребляемому расходу) первоначально из бака ЦБ, затем на режимах питания переливом из ББ и вновь — из бака ЦБ. Аналогичной задачей является проверка гидродинамики работы ЗУ баков «О» и «Г» ББ на режимах запуска двигателя и начала перелива с переходом на полный расход.

С этой целью необходимо создание гидродинамического стенда для испытаний полноразмерных трактов перелива «О» и «Г» (с ЗУ) совместно с начальными участками расходных трактов, идущих к двигателям.

Первостепенные задачи гидродинамических испытаний:

определение инерции потоков (постоянных времени) в трактах перелива «О» и «Г»;

определение амплитуд пульсаций давления в расходных трактах при перекладке дискового затвора «О», изменениях расхода КТ и давлений в баках ББ и особенно ЦБ, закрытии отсечных (герметизирующих) пироклапанов в магистралях перелива и т.д.

Объект испытания должен состоять из полного набора штатных переливных и наддувных магистралей. Стендовое оборудование должно обеспечивать программируемую откачку из объекта испытания объемного расхода КТ, равного штатному, в двигатель, а также подавать объемный расход перелива в магистрали перелива.

Проливочные испытания на доработанном стендовом изделии. Данные испытания проводятся с целью предварительной комплексной проверки работоспособности и параметров систем перелива, наддува баков ББ, подачи имитатора КТ (воды) в гидравлический имитатор двигателя (по расходам) в соответствии с режимами перелива и программой работы ДУ в полете.

Основными задачами проливочных испытаний на стендовом изделии являются: предварительное комплексное опробование работы систем перелива, оптимизация их параметров и систем обеспечения перед переходом на испытания на натуральных КТ. Доработка имеющейся стендовой установки (стапеля) должна включать в себя, в первую очередь, установку дополнительной емкости, имитирующей бак ЦБ, с системами перелива, наддува баков, комбинированного ЗУ (с пневмоуправляемым дисковым затвором) и слива в имитатор двигателя; монтаж в имеющемся баке комбинированного ЗУ и магистралей перелива (из состава ББ) и другие доработки.

Комплексные холодные проливки (на КТ) и огневые испытания ДУ. Холодные проливки (или ХСИ — холодные стендовые испытания) проводятся на натурных КТ (кислород, керосин) с целью комплексной отработки штатных режимов параметров перелива, обеспечивающих максимальное заполнение баков ЦБ и полное опорожнение баков ББ с одновременной непрерывной имитацией подачи КТ в двигатели ЦБ и ББ. Основными задачами пролировок являются:

- предварительная отработка режимов и технологии совместной заправки КТ в баки «О» и «Г» (и подпитки баков «О» ББ и ЦБ) до заданных уровней при наличии магистралей перелива;
- предварительная проверка технологии и эффективности проливки кислородом переливных магистралей «О» (между ББ и ЦБ) для снижения температуры в период стоянки (в заправленном состоянии) и в период захлаживания расходного тракта «О» двигателя;
- отработка бортового наддува баков «О» и «Г» ББ и ЦБ с обеспечением необходимых расходов КТ, подаваемых на вход в двигатели и на перелив;
- проверка установившихся и динамики переходных процессов перелива КТ из баков ББ и выработки из баков ЦБ и ББ (в соответствии с заданными режимами работы двигателей и алгоритмами управления обеспечивающими системами);

• проверка теплового режима кислорода в баках «О» ББ и ЦБ, в магистралях перелива в период выработки из баков ББ и на входе в двигатель (ЦБ).

Для испытаний должно быть создано стендовое изделие, состоящее из ЦБ и одного ББ (с баками «О» и «Г»). При ХСИ вместо двигателей на ББ и ЦБ устанавливаются его гидравлические имитаторы. В ЦБ должны быть введены по три магистрали перелива «О» и «Г», соединенные со стендовыми системами подачи КТ, имитируя работу отсутствующих ББ. Подача может быть осуществлена передавливанием из стендовых емкостей или с помощью стендовых насосов.

Имитация работы двигателей ББ и ЦБ заключается в отборе заданных расходов КТ из баков с помощью стендовых насосов (с изменяемой производительностью). Бортовой наддув баков «О» и «Г» ББ и ЦБ осуществляется от стендовых теплообменников. Целью огневых стендовых испытаний (ОСИ) является комплексная совместная проверка работоспособности двигателя и ПГСП с максимально возможным воспроизведением полетных условий и режимов перелива КТ (с работой комплекса алгоритмов управления ПГСП, переливом, выработкой КТ). Перед ОСИ ставятся следующие основные задачи:

- комплексная проверка реализации перелива передавливанием кислорода (под перепадом давления) и перекачкой керосина «Г» бустерным ТНА с приводом подачи керосина от насоса двигателя (автономная отработка бустерного ТНА перелива «Г», с отбором керосина на привод ТНА после I ступени насоса основного ТНА производится на специализированном стенде у разработчика);
- определение гидродинамических характеристик и работоспособности комбинированных ЗУ (с вводом магистралей перелива, дискового затвора)

по приему и подаче КТ в двигатель ЦБ и в имитатор двигателя ББ на переходных и установившихся режимах;

- оценка точности контроля изменения уровней КТ в баках ЦБ с помощью СКЗ и заданной программы выработки КТ из баков ББ;
- оценка погрешности работы СУРТ, влияющая на разброс невыработываемых остатков КТ в баках ББ;
- проверка работоспособности и достаточности расходов газов бортового наддува и его эффективности по регулированию перелива по заданной программе.

Для проведения ОСИ на ЦБ вместо гидравлического имитатора устанавливается двигатель; вместе с установкой двигателя осуществляется перестройка системы наддува со стендовых теплообменников на штатные. Остальные имитирующие системы работают как при проливках.

Стенд испытательной организации для проведения ХСИ и ОСИ с переливом для испытаний РН тяжелого класса должен существенно дорабатываться для размещения дополнительного блока (ББ) и оснащения системами перелива с насосным оборудованием.

Из-за сложности или невозможности воспроизвести при наземной отработке все факторы, влияющие на процесс перелива (боковая перегрузка, аэродинамический нагрев и др.), рекомендуется к первому летному испытанию продемонстрировать в ходе ЛСО работоспособность системы перелива и алгоритмов управления, а фактическую полноту заполнения баков ЦБ на момент отделения от ББ и точность решения задач перелива с помощью алгоритмов установить по результатам математического моделирования и подтвердить летными испытаниями. Соответственно в полетном задании на первый пуск должны быть заложены повышенные гарантийные запасы топлива и облегченные требования к режимам перелива по количеству переливаемых КТ. По результатам стендовых испытаний и первых нескольких пусков выполняется настройка математических моделей. В результате расчетов по настроенным математическим моделям циклограмму и параметры перелива можно оптимизировать, после чего снизить величины гарантийных запасов с одновременным наращиванием массы полезной нагрузки.

На основании изложенного можно сделать вывод о том, что перелив КТ из боковых блоков в центральный блок (II ступень) РН тяжелого класса может явиться одним из достаточно эффективных и осуществимых средств повышения энергомассовых характеристик КРК.

В статье также предложен состав необходимых испытаний. Показано, что отработка процессов и систем перелива потребует широкого спектра специальных расчетов, математического и физического моделирования, создания стендов и большого объема лабораторно-стендовой отработки с привлечением научно-исследовательских организаций.

Список литературы

Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 246 с.

Применение сетчатой металлической оболочки в конструкции межступенного отсека горячего разделения РН

С.А. Петроковский

Основные требования, предъявляемые к отсеку горячего разделения РН. В 1992 г. были начаты работы по проектированию кислородно-водородного РБ. Одновременно был подписан контракт на разработку отсека горячего разделения первой и второй ступеней РН, предназначенного для повышения ее энергетических характеристик. Предстояло разработать конструкцию нового «газопрозрачного» отсека взамен существовавшего на РН межступенного отсека стрингерной конструкции. Положение отсека горячего разделения относительно смежных отсеков РН и его размеры показаны на рис. 1. Были поставлены следующие задачи:

- разработать конструктивно-силовую схему отсека, обеспечивающую равномерную передачу нагрузок на смежные элементы корпуса РН;
- сохранить число и диаметр интерфейсных болтов;
- обеспечить осевую, изгибную и сдвиговую жесткости отсека, исключаящие изменение частотных характеристик РН;
- изготовить стендовый отсек для проведения жесткостных и статических испытаний, провести весь комплекс стендовой отработки, подтверждающий его жесткость и несущую способность с учетом нагрева конструкции.

Необходимо отметить, что сформулированные выше требования к отсеку горячего разделения исключали применение традиционной ферменной конструкции, аналогичной конструкции межступенного отсека РН «Протон». Ферменная конструкция не позволяла обеспечить равномерную пере-

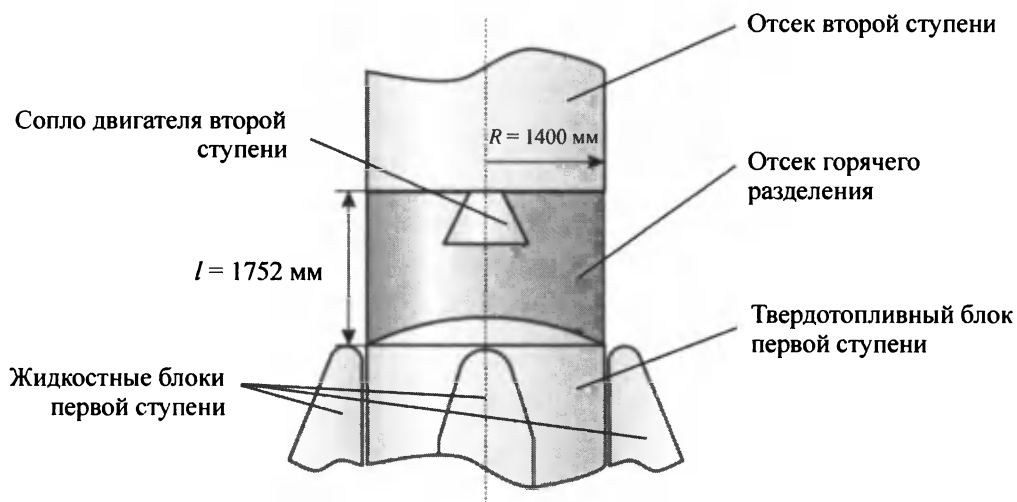


Рис. 1. Положение отсека горячего разделения в составе РН

дачу нагрузок на смежные элементы корпуса РН, реализовать необходимую сдвиговую жесткость и не давала возможность задействовать все интерфейсные болты.

После рассмотрения ряда вариантов была предложена сетчатая квази-изогридная конструкция отсека из термостойкого алюминиевого сплава 1201, а также укрупненная технология изготовления такого отсека, включающая следующие этапы:

- изготовление толстостенной цилиндрической оболочки с толщиной стенки 22 мм и радиусом внешней поверхности, равным радиусу отсека горячего разделения;
- приварку торцевых шпангоутов;
- сквозное фрезерование газодинамических «окон» в форме равнобедренных треугольников с помощью обрабатывающего центра с числовым программным управлением;
- чистовую обработку торцевых шпангоутов с разделкой отверстий под болты для стыковки со смежными отсеками РН.

Толстостенная оболочка из алюминиевого сплава изготавливалась методом закатки двух полуобечеек из плоских плит с последующей сваркой в продольном направлении электронным лучом. Также с помощью электронного луча проводилась сварка оболочки с торцевыми шпангоутами.

Для фрезерования газодинамических «окон» в оболочке использовался обрабатывающий центр VERTIMASTER модели 32 DS 250 компании SCHIESS AG, позволяющий проводить обработку крупногабаритных деталей с одного установа. На рис. 2 показан отсек горячего разделения в процессе изготовления. Размер «окон» в сетчатой оболочке выбирался на основании испытаний газодинамических моделей и расчетов. Была определена допустимая величина отношения суммарной площади внутренней поверхности ребер сетки к общей площади внутренней поверхности оболочки, обеспечивающая истечение газов из отсека при запуске двигателя второй ступени РН без возникновения обратных токов. Длина ребер сет-

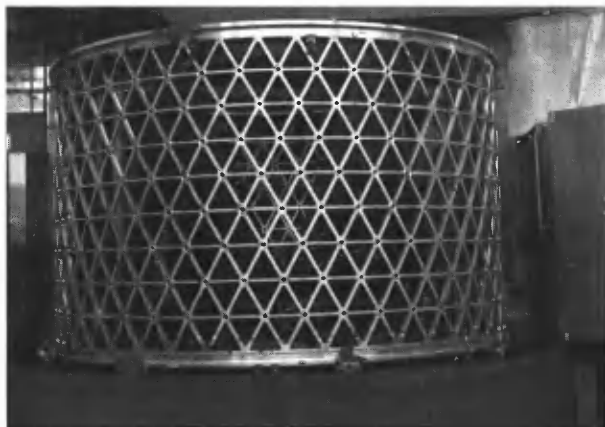


Рис. 2. Отсек горячего разделения в процессе изготовления

ки была принята равной 197 мм, а форма «окон» — в виде равносторонних треугольников.

Исходные данные для проектирования сетчатого отсека горячего разделения РН. Величины нагрузок для двух расчетных случаев, при которых реализуется максимальное нагружение отсека горячего разделения, показаны в табл. 1.

Наличие значительного нагрева ребер отсека, особенно в расчетном случае «Горячее разделение первой и второй ступеней», привело к выбору в качестве конструкционного материала термостойкого алюминиевого сплава 1201. В табл. 2 показаны температуры спиральных и кольцевых ребер в основных расчетных случаях нагружения сетчатого отсека, а также соответствующие им механические свойства алюминиевого сплава 1201. Температура ребер на атмосферном участке траектории обусловлена начальной температурой конструкции отсека горячего разделения перед запуском РН и аэродинамическим нагревом в полете. Температура ребер в случае горячего разделения первой и второй ступеней определялась нагревом от струи газов при запуске двигателя второй ступени.

Таблица 1

Расчетный случай	Расчетные нагрузки				Коэффициент безопасности
	Осевая сила T^p , кН	Изгибающий момент M^p , кН·м	Перерезывающая сила Q^p , кН	Осевая эквивалентная сила $T^p_{экв}$, кН	
Полет РН на атмосферном участке	1600	2725	14	5500	1,25
Горячее разделение первой и второй ступеней РН	1963	644	24	2887	1,25

Таблица 2

Расчетный случай	Температура ребер t , °С	Механические свойства алюминиевого сплава 1201, ГПа		
		E	σ_B	$\sigma_{0,2}$
Полет РН на атмосферном участке	62	68	0,4	0,31
Горячее разделение первой и второй ступеней РН	160 (спиральные ребра)	62	0,32	0,26
	200 (кольцевые ребра)	60	0,28	0,22

Одним из важных требований, предъявляемых к отсеку горячего разделения, было обеспечение его осевой, сдвиговой и изгибной жесткостей, ис-

ключающих изменение частотных характеристик РН. Были определены следующие требования к жесткостным характеристикам отсека:

$$\begin{aligned} \text{осевая жесткость} &— c_{11} = T/U \geq 7 \cdot 10^8 \text{ Н/м}, \\ \text{сдвиговая жесткость} &— c_{22} = Q/W \geq 1,5 \cdot 10^7 \text{ Н/м}, \\ \text{изгибная жесткость} &— c_{33} = M/\varphi \geq 7 \cdot 10^8 \text{ Н}\cdot\text{м/рад}, \end{aligned}$$

где T , Q , M — осевая, перерезывающая силы и изгибающий момент, приложенные к верхнему сечению отсека; U , W , φ — осевое, боковое перемещения и угол поворота верхнего сечения относительно нижнего жестко закрепленного сечения отсека.

Эти требования относились к участку полета первой ступени РН, когда температура конструкции отсека не превышает 62°C .

Таким образом, при выборе конструктивных параметров сетки необходимо было обеспечить несущую способность отсека горячего разделения при действии осевых сжимающих сил и изгибающих моментов в двух основных расчетных случаях, показанных в табл. 1, и одновременно выполнить требования, предъявляемые к его жесткостным характеристикам.

Теоретическое исследование устойчивости сетчатого отсека горячего разделения. Для окончательного выбора площадей поперечного сечения ребер сетчатого отсека, определения его жесткостей и теоретического анализа устойчивости была разработана конечно-элементная модель (КЭМ), показанная на рис. 3.

Каждое ребро моделировалось восемью балочными конечными элементами, работающими на растяжение-сжатие, сдвиг, изгиб в двух плоскостях и кручение (конечные элементы BEAM из библиотеки MSC Patran). Части гладкой обечайки, примыкающие к торцевым шпангоутам, моделировались с помощью прямоугольных пластин, работающих на растяжение-сжатие, сдвиг и изгиб (конечные элементы SHELL из библиотеки MSC Patran). При заранее выбранных размерах треугольных газодинамических «окон» и толщине ребер, обусловленной толщиной гладкой оболочки-заготовки (22 мм), варьируемыми параметрами конструкции сетчатого отсека горячего разделения являлись ширина спиральных ребер и ширина кольцевых ребер.

Исходя из требований обеспечения жесткостных характеристик отсека горячего разделения, с помощью конечно-элементной модели были определены окончательные площади поперечных сечений спиральных и кольцевых ребер $F_c = 3,5 \text{ см}^2$; $F_k = 2,7 \text{ см}^2$, а также получены следующие расчетные значения жесткостей:

$$c_{11} = 8,73 \cdot 10^8 \text{ Н/м}; c_{22} = 1,96 \cdot 10^7 \text{ Н/м}; c_{33} = 8,5 \cdot 10^8 \text{ Н}\cdot\text{м/рад},$$

удовлетворяющие приведенным выше требованиям.

Необходимо отметить, что спроектированная сетчатая оболочка не являлась изогридной, поскольку площади сечений кольцевых и спиральных ребер отличались друг от друга.

На первом этапе для определения несущей способности сетчатого отсека при действии на него эквивалентного осевого сжатия использовалась процедура линейного анализа устойчивости (linear buckling). Была получена величина критической нагрузки потери устойчивости сетчатой оболочки $T_{кр} = 11\,308 \text{ кН}$.

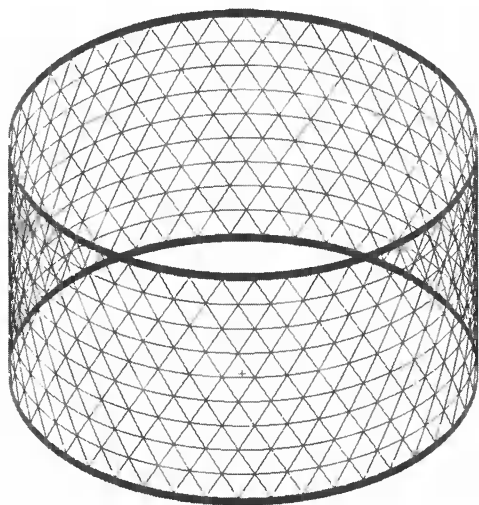


Рис. 3. КЭМ отсека горячего разделения

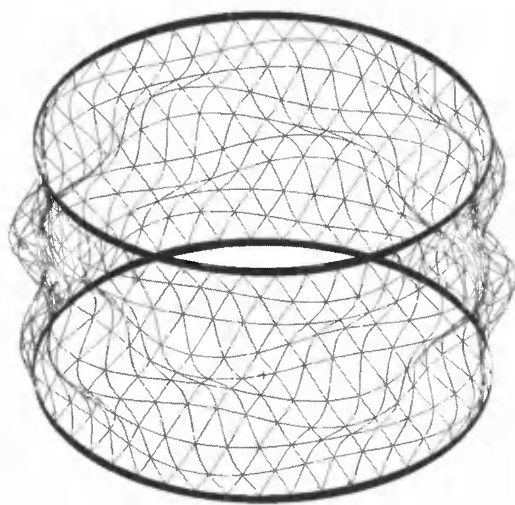


Рис. 4. Форма потери устойчивости сетчатой оболочки при линейном анализе устойчивости (linear buckling)

Для обоснования использования эквивалентного осевого сжатия для дальнейшего исследования несущей способности сетчатого отсека был проведен анализ его устойчивости при действии одного изгибающего момента. Величина критического момента, при котором сетчатая оболочка теряет устойчивость, $M_{кр} = 8123,5$ кН·м, что соответствует эквивалентной критической нагрузке $T_{кр}^{экв} = 11\,605$ кН. Разница $T_{кр}$ и $T_{кр}^{экв}$ составила 2,6%, это позволило отказаться от дальнейшего исследования устойчивости сетчатого отсека при его комбинированном нагружении осевой сжимающей нагрузкой и изгибающим моментом.

Форма потери устойчивости сетчатой оболочки при осевом сжатии показана на рис. 4. Потеря устойчивости сетчатой оболочки происходит по несимметричной форме с образованием шести полуволн в окружном направлении. Поскольку докритическое напряженно-деформированное состояние оболочки до момента потери устойчивости является осесимметричным, распределение напряжений вдоль всех спиральных ребер при нем одинаково, а для каждого кольцевого ребра — постоянно.

На рис. 5 показана нумерация участков спирального ребра и смежных с ним кольцевых ребер, для которых в табл. 3 приведены максимальные значения интенсивности напряжений σ_i по Мизесу при осевой нагрузке, близкой к критической.

Интенсивность напряжений σ_i в спиральных ребрах и в части кольцевых ребер превосходит $\sigma_{0,2} = 0,31$ ГПа алюминиевого сплава 1201, что говорит о необходимости учета физической нелинейности при расчете устойчивости сетчатой оболочки.

Для учета влияния развития докритического изгиба сетчатой оболочки на ее несущую способность при последовательном увеличении осевой сжимающей нагрузки была использована процедура геометрически нелинейного статическо-

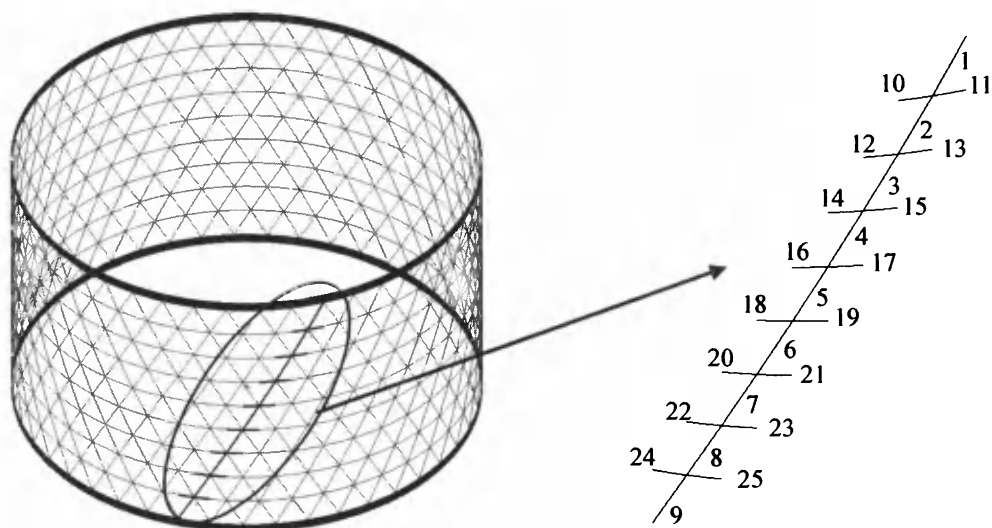


Рис. 5. Нумерация участков спирального ребра и кольцевых ребер

Таблица 3

Номера участков спирального ребра	Интенсивность напряжений σ_i на участке спирального ребра, ГПа	Номера участков кольцевых ребер	Интенсивность напряжений σ_i на участках кольцевых ребер, ГПа	Номера участков кольцевых ребер	Интенсивность напряжений σ_i на участках кольцевых ребер, ГПа
1	0,495	10	0,281	11	0,281
2	0,514	12	0,351	13	0,351
3	0,472	14	0,347	15	0,347
4	0,454	16	0,339	17	0,339
5	0,454	18	0,339	19	0,339
6	0,454	20	0,347	21	0,347
7	0,472	22	0,351	23	0,351
8	0,514	24	0,281	25	0,281
9	0,495				

го анализа (nonlinear static). В качестве контрольного узла использовался узел пересечения ребер в средней части оболочки. На рис. 6 показан график изменения прогиба в контрольном узле в зависимости от роста сжимающей нагрузки.

При осевой нагрузке $T_{НС} = 10\,794$ кН происходит исчерпание несущей способности оболочки. На рис. 7 показана форма сетчатой оболочки при осевой нагрузке, близкой к предельной. В табл. 4 приведены максимальные значения интенсивности напряжений σ_i по Мизесу в спиральном ребре и в смежных уча-

Перемещение в контрольном узле, мм

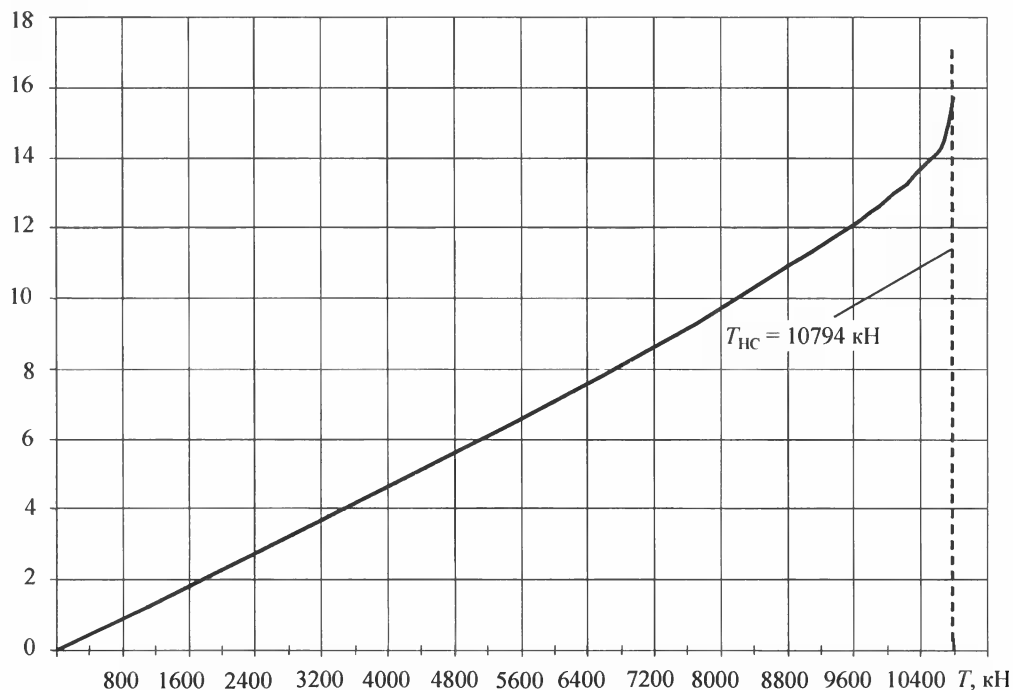


Рис. 6. Изменение прогиба в контрольном узле сетчатой оболочки в зависимости от роста сжимающей нагрузки при геометрически нелинейном статическом анализе (nonlinear static)

стках кольцевых ребер в соответствии с нумерацией, показанной на рис. 5, при осевой нагрузке, близкой к предельной.

При сравнении напряжений в ребрах сетчатой оболочки, приведенных в табл. 4 и 3, видно, что при геометрически нелинейном анализе уровень напряжений в ребрах выше, чем при линейном. Кроме того, нарушается симметрия напряжений в спиральных ребрах и в смежных участках кольцевых ребер, что свидетельствует о развитии неосесимметричной формы изгиба сетчатой оболочки. Изгиб оболочки происходит с образованием шести полуволн в окружном направлении, что соответствует форме потери устойчивости оболочки

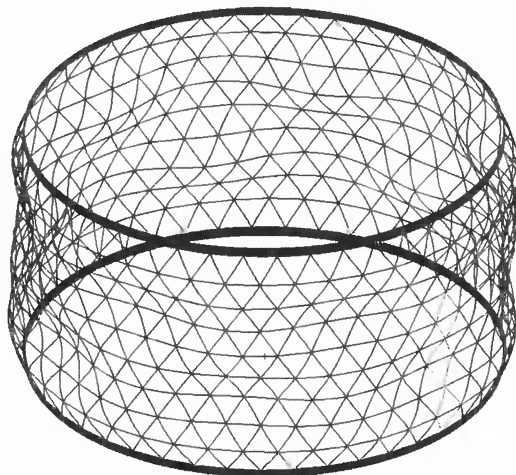


Рис. 7. Форма изгиба сетчатой оболочки при значении осевой нагрузки, близкой к предельной, при геометрически нелинейном статическом анализе (nonlinear static)

Таблица 4

Номера участков спирального ребра	Интенсивность напряжений σ_i на участке спирального ребра, ГПа	Номера участков кольцевых ребер	Интенсивность напряжений σ_i на участках кольцевых ребер, ГПа	Номера участков кольцевых ребер	Интенсивность напряжений σ_i на участках кольцевых ребер, ГПа
1	0,608	10	0,510	11	0,530
2	0,632	12	0,403	13	0,409
3	0,576	14	0,200	15	0,179
4	0,577	16	0,437	17	0,403
5	0,646	18	0,354	19	0,345
6	0,664	20	0,194	21	0,188
7	0,686	22	0,403	23	0,414
8	0,706	24	0,540	25	0,540
9	0,640				

при линейном анализе. Разница в величине несущей способности сетчатого отсека горячего разделения при линейном анализе устойчивости и геометрически нелинейном статическом анализе составляет 4,5%.

Для корректного определения несущей способности отсека горячего разделения при осевом сжатии была решена задача развития напряженно-деформированного состояния сетчатой оболочки при последовательном увеличении осевой сжимающей нагрузки в геометрически и физически нелинейной постановке. Использовалась билинейная диаграмма деформирования алюминиевого сплава 1201 при температуре 62 °С, соответствующей полету РН на атмосферном участке. Диаграмма деформирования сплава 1201 показана на рис. 8.

На рис. 9 представлен график изменения прогиба в контрольном узле сетчатой оболочки, полученный при геометрически и физически нелинейном статическом анализе. Предельное значение осевой сжимающей нагрузки, при котором происходит исчерпание несущей способности сетчатой оболочки, $T_{НС} = 8164$ кН.

На рис. 10 показана форма изгиба сетчатой оболочки при осевой нагрузке, близкой к предельной. Видно, что развитие деформаций оболочки до исчерпания ее несущей способности происходит по осесимметричной форме, о чем дополнительно свидетельствует распределение максимальных значений интенсивности напряжений по Мизесу σ_i в спиральных и кольцевых ребрах, показанное в табл. 5.

Используя результаты геометрически и физически нелинейного анализа деформирования сетчатой оболочки и применяя процедуру нелинейного анализа устойчивости, можно найти величину критической нагрузки и форму потери устойчивости отсека горячего разделения в расчетном случае «Полет РН на атмосферном участке».

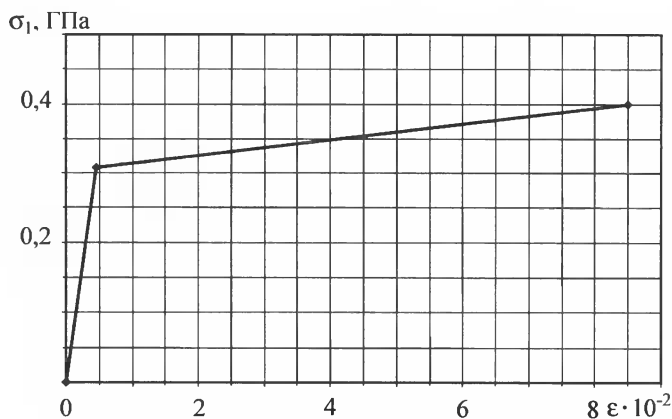


Рис. 8. Диаграмма деформирования алюминиевого сплава 1201 при температуре 62 °С

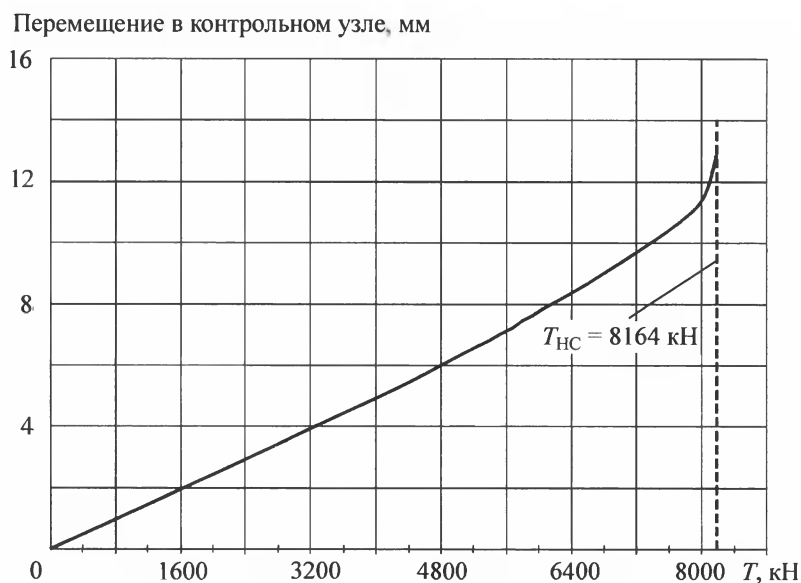


Рис. 9. Изменение прогиба в контрольном узле сетчатой оболочки в зависимости от роста сжимающей нагрузки при геометрически и физически нелинейном статическом анализе. Расчетный случай «Полет РН на атмосферном участке»

Величина критической нагрузки определяется по формуле линейной интерполяции

$$T_{кр} = T_n + \alpha \Delta T, \quad (1)$$

где $\Delta T = T_n - T_{n-1}$; T_n , T_{n-1} — значения осевой нагрузки после предпоследнего и предшествующего ему шага нагружения при решении задачи напряженно-деформированного состояния сетчатой оболочки с учетом геометрической и физической нелинейностей (см. рис. 10); α — фактор потери устойчивости (buckling factor).

Номера участков спирального ребра	Интенсивность напряжений σ_i на участке спирального ребра, ГПа	Номера участков кольцевых ребер	Интенсивность напряжений σ_i на участках кольцевых ребер, ГПа	Номера участков кольцевых ребер	Интенсивность напряжений σ_i на участках кольцевых ребер, ГПа
1	0,314	10	0,308	11	0,308
2	0,320	12	0,284	13	0,284
3	0,309	14	0,212	15	0,212
4	0,309	16	0,233	17	0,233
5	0,309	18	0,233	19	0,233
6	0,309	20	0,212	21	0,212
7	0,309	22	0,284	23	0,284
8	0,320	24	0,308	25	0,308
9	0,314				

Формула для расчета α и методика определения критической нагрузки при нелинейном расчете устойчивости конструкций приведены в книге «Решение задач нелинейной статики в MSC.Nastran. Руководство пользователя». В результате анализа величина критической нагрузки потери устойчивости отсека горячего разделения оказалась $T_{кр} = 8146$ кН. Форма потери устойчивости сетчатой оболочки, соответствующая этой критической нагрузке, показана на рис. 11.

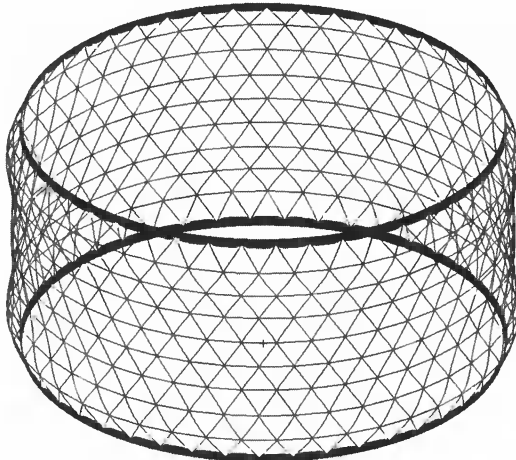


Рис. 10. Форма сетчатой оболочки при значении осевой нагрузки, близкой к предельной. Геометрически и физически нелинейный статический анализ. Расчетный случай «Полет РН на атмосферном участке»

Несмотря на осесимметричный характер деформирования сетчатой оболочки в докритическом состоянии, потеря ее устойчивости происходит по неосесимметричной форме с образованием четырех полуволн в окружном направлении. При этом «вмятины» охватывают всю длину обечайки в отличие от коротких «вмятин» в средней части обечайки, полученных в результате линейного анализа устойчивости (см. рис. 4). Таким образом, теоретически определенная несущая способность отсека горячего разделения в расчетном случае «Полет РН на атмосферном участке» определяется его устойчивостью с учетом геометрической и физической нелинейности.

Для расчета несущей способности отсека горячего разделения в случае «Горячее разделение первой и второй ступеней РН» использовался метод определения его напряженно-деформированного состояния с учетом геометрической и физической нелинейности до исчерпания несущей способности с последующим определением величины критической нагрузки.

Особенностью этого расчетного случая является высокий уровень нагрева ребер сетчатого отсека (160°C — температура спиральных ребер и 200°C — температура кольцевых ребер). Для корректного учета различных температур спиральных и кольцевых ребер в расчете использовались две билинейные диаграммы деформирования алюминиевого сплава 1201 для температур 160°C и 200°C (рис. 12). Кроме этого учитывался коэффициент линейного расширения алюминиевого сплава 1201, равный $24,5 \cdot 10^{-6}$ 1/градус.

На рис. 13 показано изменение прогиба в контрольном узле сетчатой оболочки в зависимости от роста сжимающей нагрузки. Предельное значение осевой сжимающей нагрузки, соответствующее исчерпанию несущей способности отсека горячего разделения, $T_{\text{НС}} = 7032,5$ кН.

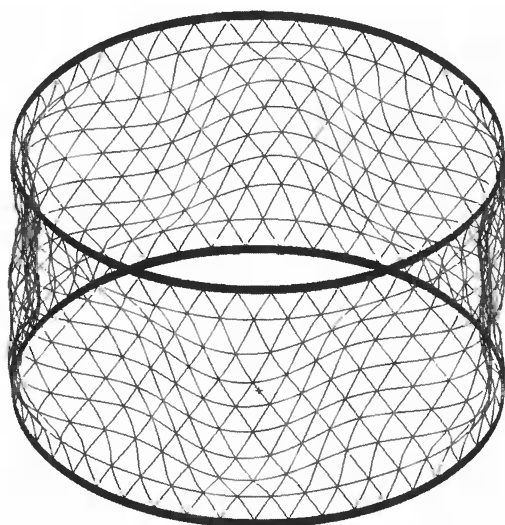


Рис. 11. Форма потери устойчивости сетчатой оболочки при геометрически и физически нелинейном анализе (nonlinear buckling). Расчетный случай «Полет РН на атмосферном участке»

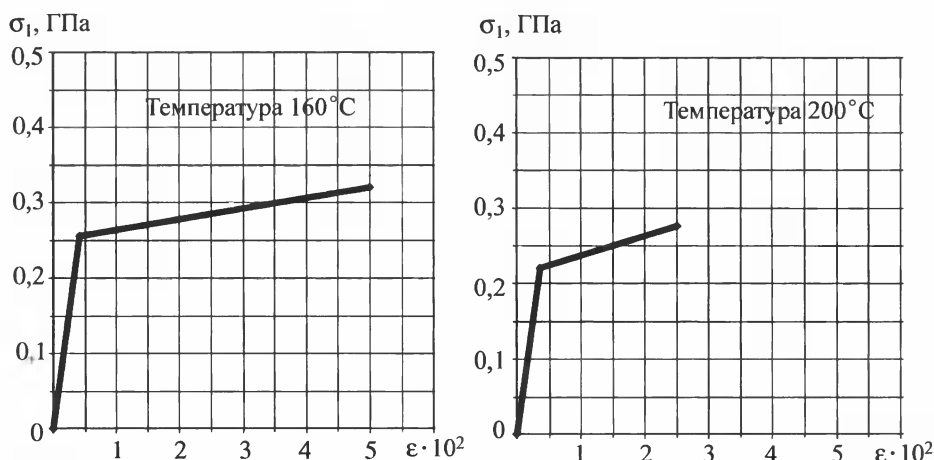


Рис. 12. Диаграммы деформирования алюминиевого сплава 1201 при температурах 160°C и 200°C

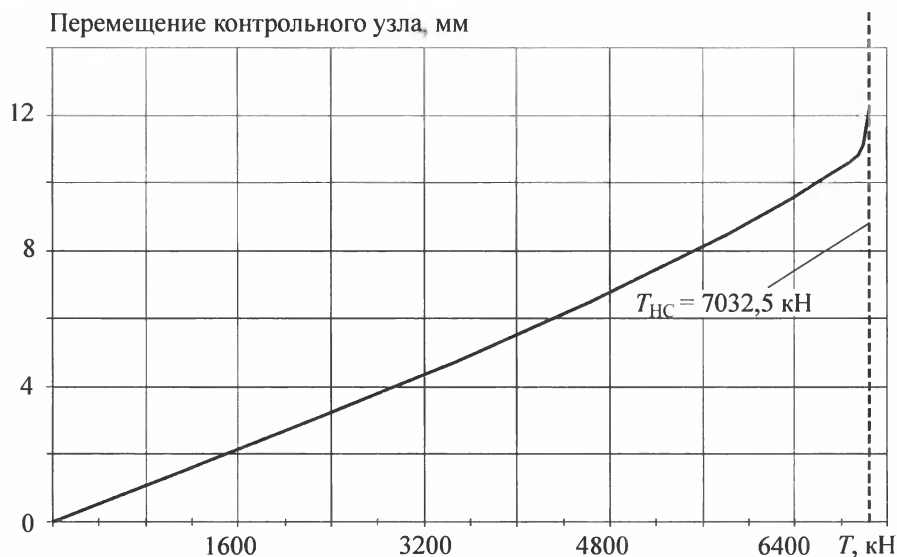


Рис. 13. Изменение прогиба в контрольном узле сетчатой оболочки в зависимости от роста сжимающей нагрузки при геометрически и физически нелинейном статическом анализе. Расчетный случай «Горячее разделение первой и второй ступеней РН»

Анализ устойчивости отсека горячего разделения с учетом геометрической и физической нелинейности дал значение величины критической нагрузки $T_{кр} = 6993$ кН. Теоретически определенные запасы несущей способности сетчатого отсека горячего разделения при осевом сжатии показаны в табл. 6.

Таблица 6

Расчетный случай	Эквивалентная сжимающая нагрузка для отсека горячего разделения $T_{экр}$, кН	Критическая нагрузка потери устойчивости отсека горячего разделения $T_{кр}$, кН	Запас устойчивости отсека горячего разделения $\eta = \frac{T_{кр}}{T_{экр}}$
Полет РН на атмосферном участке	5500	8146	1,48
Горячее разделение первой и второй ступеней РН	2887	6993	2,42

Для экспериментального определения жесткостных характеристик сетчатого отсека горячего разделения и подтверждения его несущей способности была собрана стендовая конструкция, включающая в себя отсек второй ступени и имитатор твердотопливного блока первой ступени РН (рис. 14).

Стендовая конструкция, установленная в зале статических испытаний, показана на рис. 15. Нагрев конструкции производился с помощью расположенных вокруг нее инфракрасных нагревателей. Осевые силы прикладыва-

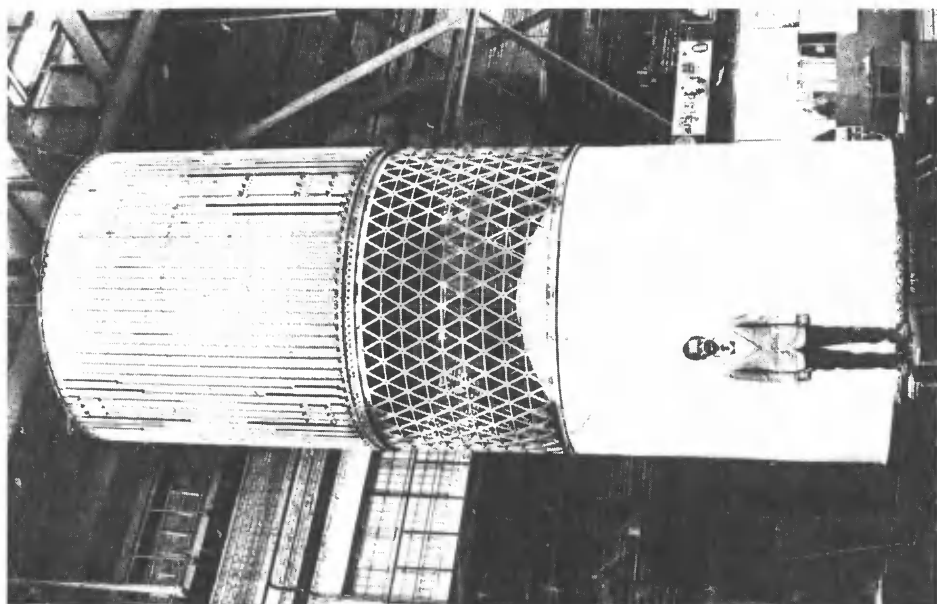


Рис. 14. Стеновая конструкция для испытаний отсека горячего разделения



Рис. 15. Стенд для испытаний отсека горячего разделения

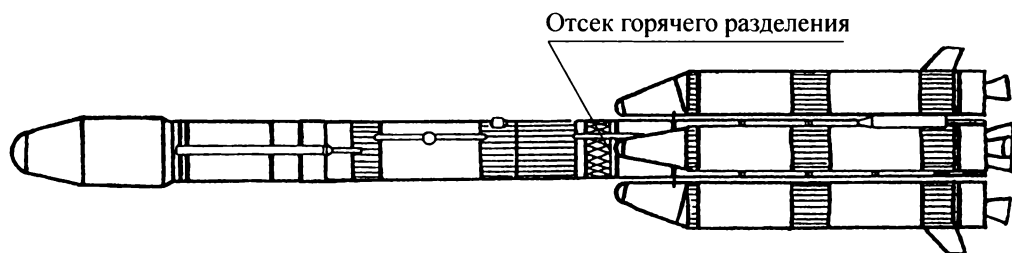


Рис. 16. РН с интегрированным в нее сетчатым отсеком горячего разделения

лись к плите, закрепленной на верхнем интерфейсе отсека второй ступени. Замер перемещений производился с помощью дистанционных датчиков. В результате испытаний были получены следующие значения жесткостей отсека горячего разделения:

$$c_{11} = 8,43 \cdot 10^8 \text{ Н/м}; c_{22} = 1,82 \cdot 10^7 \text{ Н/м}; c_{33} = 7,9 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{м/рад},$$



Рис. 17. Старт ракеты-носителя

которые отличаются от теоретических значений, полученных с использованием конечно-элементной модели, не более чем на 7%.

Сетчатый отсек горячего разделения прошел испытания до 100% расчетных нагрузок, приведенных в табл. 1. При нагружении конструкции в расчетном случае «Горячее разделение первой и второй ступеней РН» проводился ее нагрев до температуры 180 °С, являющейся средней температурой спиральных и кольцевых ребер. Результаты всех проведенных испытаний положительные. Потери устойчивости и заметных остаточных деформаций конструкции не наблюдалось.

После завершения стендовой отработки и получения сертификата летной годности изготовленные отсеки горячего разделения были интегрированы в РН (рис. 16). Проведено несколько успешных запусков РН, при которых была реализована циклограмма горячего разделения ступеней и подтверждено увеличение энергетических характеристик РН (рис. 17).

Опыт создания металлического отсека горячего разделения показал эффективность сетчатых оболочек, применяемых в качестве корпусов ракетно-космических конструкций, работающих в условиях больших сжимающих нагрузок.

Список литературы

1. **Петроковский С.А.** Применение сетчатых металлических оболочек силовых элементов конструкции РН и РБ // *Авиационная промышленность*. 2006. № 1. С. 21–34.
2. **Петроковский С.А.** Расчетно-экспериментальные исследования устойчивости сетчатых металлических оболочек конической формы // *Авиационная промышленность*. 2007. № 1. С. 15–16.

Основы и принципы проведения пневмоиспытаний ПГС ДУ РН тяжелого класса

А.П. Гневашев, С.В. Владимирова, И.С. Партола

Одним из важнейших этапов обеспечения надежности при изготовлении изделий ракетно-космической техники являются пневмоиспытания пневмогидравлических систем (ПГС) ДУ после окончательной сборки изделия.

Пневмогидравлические системы (питания двигателя и заправки баков компонентами топлива, наддува и дренажа баков, пневмоуправления агрегатами, зарядки шаробаллонов сжатыми газами, различного рода продувок и т.п.) составляют основу каждого из блоков, комплектующих различные варианты РН. Каждая из систем имеет многие агрегаты (дренажный предохранительный клапан — ДПК, запорочно-сливной клапан — ЗСК, электропневмоклапан — ЭПК, пироклапан и т.д.), несущие определенные функциональные нагрузки — открытие-закрытие, срабатывание, герметизацию и т.д. Рабочими телами ПГС являются компоненты топлива (жидкий кислород, керосин) и сжатые газы (гелий, азот). Те и другие находятся в указанных системах под избыточными давлениями от единиц до нескольких сотен атмосфер [1, 2].

Работоспособность систем и входящих в них агрегатов определяется, в первую очередь, их прочностью, герметичностью и срабатыванием в заданное время, а также обеспечением заданных параметров (начальной настройкой на заданные давления, обеспечением необходимых давлений, температур, расходов и т.д.).

Компоненты топлива являются пожаро- и взрывоопасными, вследствие чего их утечки должны быть ограничены весьма небольшими уровнями. Утечки гелия, азота также крайне нежелательны, так как они ведут к снижению заданных давлений, уменьшению расходов и, что особенно опасно, к загазовыванию окружающей среды (например, в цехе, отсеке и т.д.). Несмотря на различные методы и способы конструктивной герметизации систем, агрегатов, применяемые при КД и их изготовлении, негерметичность стыков, разъемов, посадочных мест, сварных и других типов соединений остается по-прежнему причиной потенциальных утечек. С учетом изложенного становится ясной необходимость особого внимания к проведению указанных пневмоиспытаний.

Следует отметить, что контролю герметичности и одному из способов ее обеспечения — пневмоиспытаниям ПГС ДУ — всегда уделялось повышенное внимание. Достаточно напомнить о внедрении в свое время на РН «Протон» воздушно-гелиевого метода проверки герметичности, что, безусловно, во многом способствует обеспечению надежности носителя [2, 3]. Актуальность проведения самих пневмоиспытаний с высоким качеством для РН имеет особый смысл в связи с большим числом систем и агрегатов ПГС ДУ, в особенности для многомодульных РН.

Далее рассмотрены некоторые применяемые методы проверки герметичности.

Проведение пневмоиспытаний ПГС ДУ позволяет оценить качество изготовления агрегатов, узлов и монтажей их совместно с трубопроводами на стендовом изделии. При этом решаются следующие основные задачи:

- контроль герметичности сварных и разъемных соединений агрегатов и трубопроводов;

- проверка функционирования агрегатов (открытие — закрытие) в системах;

- проверка герметичности посадочных мест клапанов в агрегатах.

Проверка герметичности сварных и разъемных соединений заключается в подаче пробного газа в проверяемую систему через технологический разъем или штуцер на изделии, доведении давления до заданного, при котором проводятся испытания, выдержке для термоусадки и проведении контроля. Система считается герметичной, если не обнаружена утечка пробного газа, или утечка не превышает установленной нормы.

Проверка функционирования и герметичности рассмотрена, в качестве примера, для пневмоуправляемых агрегатов (типа ДПК, ЗСК, ДК и др.). В системе, где установлен агрегат, на входе в него создается давление газа, величина которого фиксируется по манометрам. Затем подается давление в управляющую магистраль на открытие агрегата, при этом факт открытия фиксируется по изменению давления газа в системе на входе в агрегат или

по заполнению полости на выходе. После фиксации факта открытия агрегата производится контроль закрытого положения, для чего сбрасывается давление из соответствующей управляющей магистрали (или подается в нее). Прекращение изменения давления и истечения газа свидетельствует о закрытии агрегата.

После проверки функционирования агрегата проводится контроль герметичности посадочных мест клапанов в агрегатах. На вход в агрегат (или выход) подается давление газа, необходимое для проверки герметичности клапана; давление с одной из сторон сбрасывается до нуля и устанавливается приспособление для измерения герметичности клапана. Проверка герметичности электропневмоклапанов, пироклапанов и мембранных клапанов производится аналогичным образом (для последних, естественно, без срабатывания).

Пробные газы, используемые при испытаниях для заполнения систем, могут быть воздухом, азотом, гелием или смесью гелия с воздухом, азотом. Выбор пробного газа зависит от назначения проверяемой системы, величины рабочего давления, задач, решаемых при проведении работы, и методов контроля герметичности. Содержание гелия в используемых при испытаниях ДУ РН воздушно-гелиевых смесях находится обычно в диапазоне 10...20% и только в отдельных случаях — 100%. Задачами испытания определяются и методы контроля. При проведении пневмоиспытаний ПГС ДУ для решения ранее изложенных задач используются методы щупа, спада давления, накопления, мундштука и др. Проверка герметичности сварных и разъемных соединений проводится, как правило, методами щупа, спада давления, накопления.

Метод щупа заключается в поиске утечек гелия в соединениях, находящихся под избыточным давлением пробного газа (воздушно-гелиевой смеси), с помощью течеискателя с соответствующей аппаратурой. В основе метода лежит масс-спектрометрический способ регистрации утечек гелия. Данный метод позволяет определить место течи. Степень негерметичности характеризуется потоком — суммарным объемным расходом контрольного газа (гелия) через условную течь в единицу времени [л·мкм рт.ст/с]. Рабочая чувствительность метода «щупа» по гелию $-6,65 \cdot 10^{-8}$ Вт ($5 \cdot 10^{-4}$ л·мкм рт.ст/с).

При контроле методом спада давления создается избыточное давление в замкнутом объеме (например, в баке) с последующим замером давления в начале и конце контрольного периода. При заполнении пробным газом происходит разогрев газа, поэтому перед началом контроля давления необходимо делать выдержку для выравнивания температур. Используемый пробный газ — воздух, азот. Чувствительность метода определяется с учетом погрешности средств измерения давления.

Сущность метода накопления при атмосферном давлении заключается в следующем. Вокруг проверяемого объекта создается замкнутый герметичный объем, объект заполняется пробным газом. При наличии течей пробный газ поступает в объем накопления, где регистрируется с помощью течеискателя. Используемый пробный газ — воздушно-гелие-

вая смесь. Метод накопления определяет не только суммарную утечку, но позволяет в контролируемом объеме приблизительно определить место течи обнаружением зоны с максимальной концентрацией пробного газа. Максимальная чувствительность метода соответствует данным те-чеискателя.

Для контроля герметичности посадки клапанов в агрегатах используется в основном метод мундштука, который позволяет определить суммарную негерметичность утечки в данном клапане. Сущность метода заключается в том, что резиновый шланг (трубка) прибора одним концом под-соединяется к выходному штуцеру испытываемого агрегата, а другим по-гружается в жидкость колбы прибора. Контроль производится по суммар-ному объему жидкости, вытесненной из колбы. Пробный газ — воздух, азот. Максимальная чувствительность метода — $1,3 \cdot 10^{-4}$ Вт (1,0 л·мкм рт.ст/с). Следует отметить, что еще на стадии рабочего проектирования ПГС ДУ для проведения будущих пневмоиспытаний в принципиальную схему ПГС вводятся технологические штуцеры, не используемые в даль-нейшей работе системы.

В отдельных частных случаях может использоваться качественный метод проверки герметичности путем покрытия мыльной эмульсией контролируе-мых участков, находящихся под избыточном давлением газа. Заполнение сис-тем газами осуществляется в соответствии с требованиями ОСТ 92-0229-72 с учетом требований, возникающих из особенностей агрегатов и систем.

При заполнении систем пробным газом необходимо обращать особое внимание на соблюдение требований безопасности, касающихся как опера-ций подачи высокого давления, так и исключения возможного загазовыва-ния рабочей зоны гелием, азотом.

Пробные газы подаются в системы РН с помощью технологических ис-пытательных пневмопультов и шлангов, которые позволяют обеспечивать избирательность подачи в ту или иную систему и уровень требуемых давлений. Заполнение газами, сброс и сообщение внутренних полостей с атмо-сферой производится через фильтры, устанавливаемые непосредственно на вход в бортовые штуцеры. Технологическое оборудование, применяемое при испытаниях, должно исключать возможность подачи давления, превы-шающего заданную величину. Все средства измерения, входящие в состав технологического оборудования, должны проходить периодическую повер-ку, а испытательное оборудование — аттестацию.

Выбор метода контроля производится в зависимости от заданных норм негерметичности, допустимых для изделия, в соответствии с ОСТ 92-4291-75, ОСТ 92-4316-90. Степень локальной негерметичности при контроле сварных и разъемных соединений на РН установлена из требо-ваний пожаробезопасного исполнения конструкции. Для сварных со-единений по кислороду и керосину норма негерметичности не должна превышать $6,65 \cdot 10^{-8}$ Вт ($5 \cdot 10^{-4}$ л·мкм рт.ст/с), для разъемных соедине-ний — $1,33 \cdot 10^{-7}$ Вт ($1 \cdot 10^{-3}$ л·мкм рт.ст/с).

При выборе метода контроля для каждой конкретной системы учитыва-ется ее назначение, тип компонента, особенности монтажа и расположения

на изделия (удобство доступа для проведения контроля). Так, при проведении контроля некоторых фланцевых соединений расходной магистрали окислителя методом шупа, первоначально заложенного в КД, возникли сложности, связанные с типом соединения, которое не позволяло гарантировать надежность проверки. В результате подбора метода контроля было принято решение в данном случае использовать метод накопления, обеспечивающий более надежные результаты.

В случае выявления при испытаниях дефектов или отказов в работе агрегатов, а также обнаружения в проверяемых магистралях (системах) утечек, превышающих допустимые значения, испытания данной магистрали (системы) прекращаются до выявления и устранения причин дефектов, в том числе и в случае самопроизвольного их устранения. После устранения дефектов повторно производятся испытания, при которых они были обнаружены.

Монтаж ПГС на РН проводится поблочно в соответствии со схемой ее деления, с постановкой каждого отсека (сборки) на пневмоиспытания отдельно. На заключительном этапе проводятся комплексные испытания ПГС всей РН. По принятой технологии сборки монтаж ПГС проводится в 4 этапа:

- монтаж ПГС на баке «О»;

- монтаж ПГС на межбаковом отсеке, баке «Г», верхнем хвостовом отсеке и двигателе;

- монтаж ПГС на нижнем хвостовом отсеке;

- сборка РН в целом.

Пневмоиспытания ПГСП на каждом этапе сборки (сначала частей, а затем всей системы в целом) позволяют выявить недостатки, проверить все слабые места и своевременно устранить неисправности еще до сборки всей системы в целом. Это повышает надежность проверки качества сборки ПГС и позволяет устранить дефекты изготовления систем и агрегатов на более ранней стадии монтажа ПГС на РН. Раннее выявление дефектов позволяет устранять их с наименьшими потерями средств и времени. Выполнение монтажей ПГС поблочно и поочередная постановка отсеков на пневмоиспытания дает возможность проводить 100%-ный контроль собираемых стыков трубопроводов, агрегатов и проводить проверку практически всех разъемных и сварных соединений при рабочем давлении. К исключению можно отнести проверку заключительного стыка в магистрали зарядки погружных шаробаллонов (ШБ) наддува при меньшем давлении, что связано с ограничениями величины подаваемого в ШБ давления (не более 50% от рабочего) при нормальной окружающей температуре.

Для каждого стендового изделия в целом (и отдельных сборок) разрабатываются свои программы — методики проведения пневмоиспытаний ПГСП. В них подробно излагаются методы проверок для различных контролируемых точек (с учетом конструктивного исполнения и доступности), места и уровни подаваемых давлений, составы пробных газов, уровни допустимых негерметичностей, применяемые средства измерений, технологические указания и т.д. Эти документы носят комплексный ха-

раक्टर и являются обязательными для планируемых испытаний. Разработка указанных программ-методик требует знания систем, многосторонней оценки испытаний и высокого профессионализма. После окончания всего цикла пневмоиспытаний на заводе-изготовителе проводятся заключительные операции по консервации изделий, что обеспечивает сохранение чистоты и влажности среды во внутренних полостях изделия. После поступления РН на технический комплекс проводятся повторные пневмоиспытания. Объем и порядок пневмоиспытаний аналогичны проводимым на заводе-изготовителе. Такой двойной контроль, по опыту подготовки РН «Протон», позволяет обеспечить высокое качество подготовки изделий и их надежность.

Особым образом можно выделить подбор методов контроля герметичности систем ПГС ДУ при проведении входного контроля стендовых изделий на базе стендовых испытаний и проверок после испытаний. В этих случаях пришлось учитывать, что стендовое изделие полностью собрано, в результате чего часть стыков магистралей оказалась в недоступных для контроля местах из-за монтажа, а другая — под различными покрытиями (теплоизоляция, нанесенная в соответствии с КД, и др.). Поэтому был применен иной комплекс методов: методом спада давления шел поиск негерметичности, а потом, при ее наличии, поиск мест течи проводился методами щупа или использования мыльной эмульсии. Накопление опыта проведения пневмоиспытаний от изделия к изделию, выявление и устранение типовых замечаний позволяет сократить число выявляемых замечаний при проведении испытаний и повысить надежность изделий. Изложенное выше позволяет сделать следующие выводы.

1. Пневмоиспытания ПГС ДУ на заключительных этапах сборки блоков РН являются одним из основных средств повышения надежности работы ДУ, а также обеспечения пожаро- и взрывобезопасности изделия.

2. Пневмоиспытания обеспечивают комплексный контроль функционирования и герметичности агрегатов и систем РН в условиях, приближенных к рабочим параметрам.

3. При пневмоиспытаниях РН в основном используются отработанные методики, основанные на апробированных методах контроля герметичности с применением воздушно-гелиевых смесей.

4. Качество проведения пневмоиспытаний должно обеспечиваться применением современного аттестованного оборудования, высокой квалификацией специалистов и обеспечением безопасности работающего персонала.

Список литературы

1. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт +, 2001. 216 с.
2. Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 246 с.
3. Киселев А.И., Медведев А.А., Нагавкин В.Ф. Модульный принцип создания семейства ракет-носителей как стратегия наземной отработки в новых экономических условиях // Вестник Московского авиационного института. М.: 1999. Т. 6, № 1. С. 24–28.

Многофакторность измерений — современная основа телеметрических измерений в ракетно-космической технике*М.П. Ананьев*

Современное состояние развития и совершенствования ракетно-космической техники заставляет создателей и проектировщиков этой техники искать новые подходы, обусловленные в первую очередь снижением сроков на ее создание и на адаптацию уже существующих средств под задачи конкретного пуска, а также уменьшение экономических затрат. В этих направлениях серьезную помощь может оказать телеметрическая информация, полученная как при летных испытаниях прототипов космических аппаратов, так и информационная статистика, полученная при предыдущих пусках.

Однако существующие подходы в телеметрических измерениях позволяют только решить задачу измерений классическими методами с получением математической модели поведения параметров на плоскости. Так, каждый параметр, передаваемый телеметрической системой, может быть представлен последовательностью мгновенных значений $Y_{ij} = f_{ij}(y, i, j, t)$ поток информации.

В то же время о поведении того и иного агрегата в составе ракетно-космического комплекса (солнечная батарея, двигательная установка и т.д.) можно судить только по совокупности телеметрических параметров, образующих некий информационный образ, описываемый функцией $F = \sum_{i,j} Y_{ij}(t)$. Причем

взаимосвязь отдельных составляющих, входящих в эту функцию, носит сложный алгоритмический характер, не всегда известный, если речь идет о новых образцах техники [1].

Так, в общем случае количество информации I , содержащееся в сообщении b_j (из числа возможных $b_1, b_2, \dots, b_n$) о некотором событии a_i из числа возмож-

ных вариантов реализации этого события ($a_1, a_2, \dots, a_n$), определяется по Шеннону [2]:

$$I = \sum_{i,j} p(a_i b_j) \log_2 p(a_i b_j) / p(a_i) p(b_j),$$

где $p(a_i b_j)$ — совместная вероятность сложной ситуации, где любому параметру b_j может соответствовать любой параметр a_i .

Сложный алгоритм поведения параметров, характеризующих работу космической техники, затрудняет оценку функционирования изделия, особенно при появлении нештатных ситуаций и аварий.

Существенным облегчением получения информации о состоянии изделия в целом в этой ситуации может явиться введение в состав телеметрической системы видеоизмерительных, телевизионных датчиков, позволяющих в реальном времени и в режиме трансформации времени наблюдать поведение как РН в целом, так и ее составных частей (отделение ступеней, сброс створок головного обтекателя, раскрытие солнечных батарей, раскрытие антенн и т.д.).

Концепция визуализации телеметрической информации требует интегральных подходов, в том числе с применением новых методов передачи сообщений и применением оптических чувствительных элементов. Это требует перехода от кабельной электрической сети изделий ракетно-космической техники к волоконно-оптическим линиям связи (ВОЛС). Предполагается, в частности, не только использование ВОЛС для соединения различных информационных и управляющих частей изделия, но и непосредственное применение оптических датчиков различных физических величин (без промежуточного преобразования в электрический сигнал).

К таким датчикам можно отнести датчики для измерения температуры, давления, перемещения, ускорения. В настоящее время можно рассматривать значительное число оптических датчиков, основанных на различных физических явлениях.

Различные типы датчиков используют различные способы модуляции света и предъявляют определенные требования к применяемым источникам света, к фотоприемным устройствам и параметрам оптического волокна, что усложняет, увеличивает стоимость, массу и габаритные характеристики функциональных приборов считывания полезной информации с оптических устройств. В связи с этим крайне рационально по возможности унифицировать датчики (по крайней мере, в части взаимодействия с прибором считывания).

Анализ многих конструкций датчиков, используемых в изделиях ракетно-космической техники, показал, что не только датчики для измерения геометрических величин (перемещений, поворотов), но и значительная часть других типов датчиков являются фактически датчиками положения. Например, датчик давления выдает информацию о деформации упругой мембраны, датчик ускорения (перегрузки) выдает информацию о смещении пружинного маятника и т.д. В то же время существуют конструкции датчиков, в которых перемещение или изменение положения изделия может осу-

шествовать в специально организованном поле постоянного магнита. При этом появляется возможность использовать принцип построения оптических датчиков магнитного поля за счет изменения оптических свойств материалов под действием искусственно создаваемого магнитного поля.

Из всего диапазона магнитооптических эффектов и материалов наиболее приемлемо использование эффекта Фарадея в висмутсодержащих феррит-гранатах.

Эффект Фарадея — это явление вращения плоскости поляризации проходящего через оптический материал света под действием магнитного поля. Таким образом, появляется возможность встраивать в ВОЛС оптические датчики, позволяющие модулировать уровни световых потоков в зависимости от изменяющихся физических процессов, происходящих на борту космического аппарата. При этом измерительные системы, построенные на этих принципах, очевидно, будут иметь новые качества и более высокие эксплуатационные характеристики.

Количество передаваемой информации по каналам телеметрической системы, как правило, существенно отстает от желания потребителя. Разрешить это противоречие наряду с применением новых принципов и методов измерений призваны методы предварительной интегральной обработки телеметрической информации на борту космического аппарата. Это возможно с применением интеллектуальных датчиков и приборов предварительной обработки телеметрической информации.

Под интеллектуальным датчиком подразумевается устройство, состоящее из первичного датчика и микропроцессора, корректирующего показания вторичных датчиков, например, температуры и влажности. Тем самым первичный, не идеальный датчик приближается по свойствам к идеальному датчику.

Интеллектуальные датчики с помощью чувствительного элемента и микропроцессорной технологии обеспечивают:

возможность двухстороннего обмена цифровой информацией при настройке и эксплуатации;

изменение диапазона измерений в широких пределах;

стабильный результат измерений при изменяющихся режимах работы.

Превосходство интеллектуальных датчиков достигается в результате:

обеспечения высокой точности измерений путем компенсации погрешности влияния температуры окружающей среды;

снижения эксплуатационных и капитальных затрат благодаря экономии кабельной продукции и минимизации расходов по настройке параметров приборов и возможности удаленной диагностике;

возможности унификации интеллектуальных датчиков путем использования сетевых протоколов.

Использование приборов предварительной обработки телеметрической информации на борту космического аппарата возможно с применением современных вычислительных средств, так как анализ вибрационных параметров на земле ведется все равно интегральными методами, методами поиска действующих на конструкцию изделия сил в виде амплитуды в заданной полосе частот. Это соответствует принципам преобразования Фурье.

Математическое содержание метода Фурье сводится к представлению произвольных функций в виде дискретной или непрерывной совокупности гармонических функций.

Известно, что любую периодическую функцию $f(t)$ периода T можно представить в виде дискретного ряда Фурье

$$f(t) = \sum_{n=-\infty}^{n=+\infty} C_n e^{i\omega_n t},$$

где $\omega_n = n\omega_0 = 2\pi n/T$ — круговая частота n -й гармонической составляющей; C_n — комплексная амплитуда n -й гармоники,

$$C_n = \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} f(t) e^{-i\omega_n t} dt.$$

Совокупность коэффициентов C_n называют спектром функции $f(t)$; при этом $|C_n|$ есть амплитуда гармоники частоты ω_n , а $\arg(C_n)$ — относительный фазовый сдвиг.

Дискретный спектр периодической функции $f(t)$, закодированный в виде субкадра, должен передаваться в едином информационном потоке для последующей его распаковки и проведения слепого анализа.

Таким образом, многофакторность измерений складывается:

- из традиционных методов дискретного опроса множества параметров;
- из возможности использования интеллектуальных датчиков;
- из возможности проведения предварительной обработки телеметрической информации на борту космического аппарата;
- в виде использования оптических датчиков на основе оптического волокна;
- в виде использования датчиков телевизионного изображения, получаемого интегрально в местах разделяемых элементов конструкции ракет-носителей и космических аппаратов.

Перечисленные выше факторы позволяют существенно повысить качество, информативные показатели получаемой информации и дают возможность оперативно оценить состояние конструкции изделия и диагностировать поведение узлов и агрегатов РН в полете.

Многие из этих методов и научных подходов планируется реализовать на ракетах-носителях и разгонных блоках, разрабатываемых в КБ «Салют» ГНПП им. М.В. Хруничева.

Список литературы

1. Барабаш Ю.Л. Коллективные статистические решения при распознавании. М.: Радио и связь, 1983. 224 с.
2. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. М.: Машиностроение, 1998. 239 с.

Принципы построения бортовых комплексов для космических аппаратов модульного типа

Ю.О. Бахвалов, М.Б. Соколов, А.Н. Демченко, О.В. Поздеев

Практика создания малых космических аппаратов (КА), например, дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) или КА связи, показывает большую степень преемственности по составу и распределению функций между служебными системами, обеспечивающими выполнение целевой задачи.

К служебным системам относятся:

- бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС);
- система телеметрических измерений (СТИ);
- система ориентации и управления движением (СОУД) вокруг центра масс КА;
- автоматика управления двигательной установкой (АУДУ);
- система управления бортовыми системами (СУБС);
- система электроснабжения (СЭС).

Опыт создания служебных систем для КА одного назначения позволяет провести определенный объем унификации состава, характеристик аппаратуры этих систем и связей между ними. В частности, часть конструкции КА, на которой размещаются служебные системы, также может обладать определенной степенью преемственности. Основываясь на этом, можно конструировать малые КА одного назначения по модульному принципу, т. е. состоящими из космической платформы (КП), на которой расположены служебные системы, и модуля целевой аппаратуры (МЦА). Постоянное увеличение степени преемственности КП для КА модульного типа позволяет, с одной стороны, уменьшать общее время разработки КА, а с другой — уменьшать риск, связанный с введением новых элементов (связей).

Тип бортовой аппаратуры командно-измерительной системы зависит от того, какая КИС изначально выбрана для управления серией КА одного назначения, например ДЗЗ. Так же и бортовая аппаратура СТИ зависит от изначально выбранных для этих КА наземных средств приема телеметрической информации. Поэтому они весьма консервативны для серии КА одного типа.

Функциями БА КИС в составе КП являются:

- связь с наземными станциями (НС) КИС по прямому и обратному каналам;
- обеспечение измерений средствами НС КИС текущих навигационных параметров.

Через прямой канал связи БА и НС КИС передаются коды радиокоманд (РК) и массивы командно-программной информации (КПИ). Коды РК в БА КИС преобразуются в сигналы (команды) и передаются в системы КА.

В основу выбора типа связи для передачи КПИ из БА КИС в системы КА были положены следующие принципы:

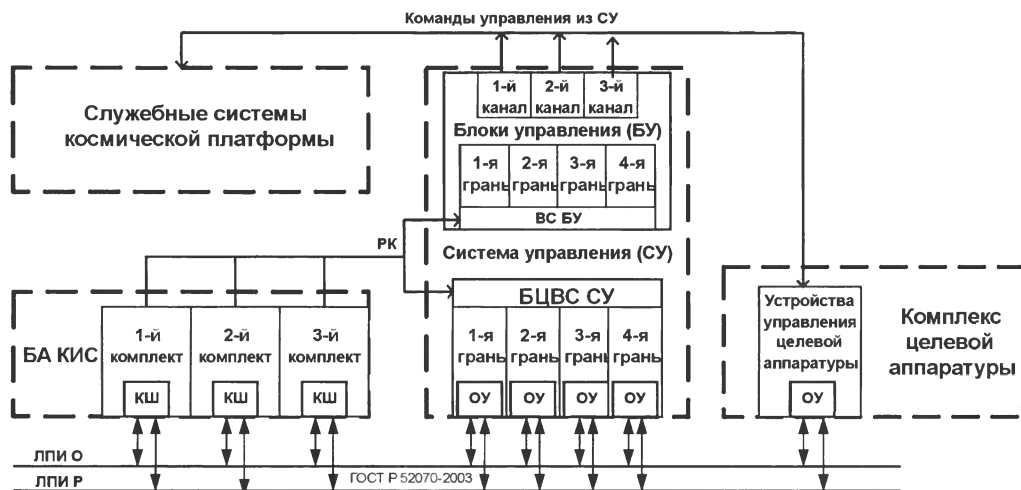


Рис. 1. Функциональная структура связей бортовых систем малых КА.

На рис. 1 и 2 приняты следующие сокращения:

БА КИС — бортовая аппаратура КИС; ЛПИ О — линия передач информации основная; ЛПИ Р — линия передач информации резервная; КШ — контроллер шины; ОУ — оконечное устройство шины; РК — радиоканал из НКУ; ВС БУ — вычислительная система блока управления; БЦВС — бортовая цифровая вычислительная система; НКУ — наземный комплекс управления

обеспечение прямой передачи КПИ из наземного комплекса управления (НКУ) в системы КА, через НС и БА КИС, минуя центральную бортовую цифровую вычислительную систему (БЦВС);

независимость реализованного типа связи БА КИС с системами КА от их состава и числа.

Наиболее полно этим принципам отвечает «Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей» по ГОСТ Р 52070-2003, который был применен для связи БА КИС с системами КА при передаче КПИ, как показано на рис. 1. Полученные из НС КИС коды РК и КПИ контролируются в БА КИС на отсутствие искажений в процессе передачи по прямому каналу связи. Результаты этого контроля в виде сигнала «квитанции» передаются из БА в НС КИС по обратному каналу связи.

Помимо передачи «квитанций» обратный канал связи КИС на малые КА ДЗЗ и КА связи используется для передачи в НКУ телеметрической информации, собранной от систем КА блоком обработки информации (БОИ) из состава СТИ. Функции реализации «жестких» и «гибких» временных программ управления и формирование команд прямого управления бортовыми системами на малых КА ДЗЗ и КА связи выполняет для служебных систем интегрированная система управления (СУ), а для МЦА — его блоки управления.

В состав СУ входят СОУД и СУБС.

Формирование команд прямого управления из СУ, как показано на рис. 1, осуществляется в блоках управления (БУ) на основании КПИ,

получаемой из НКУ через БА КИС. Формирование команд прямого управления целевой аппаратурой выполняют ее блоки управления также на основании КПИ, полученной через БА КИС. Из совокупности этих команд НКУ может формировать «гибкие» временные программы, меняя не только время их выполнения, но и их состав. При этом время начала выполнения «жестких» временных программ, другими словами, «жестко» реализованных в программном обеспечении, задает НКУ в КПИ. Это обусловлено:

необходимостью их выполнения на КА ДЗЗ в условиях коротких, до 2–3 мин, и редких, иногда одного для нескольких витков, сеансов связи;

возможностью поэтапной автоматизации управления бортовыми системами, средствами НКУ за счет использования вычислительных средств (ВС), не изменяя имеющихся связей между бортовыми системами.

Следует также отметить, что, изначально реализовав способ изменения программного обеспечения (ПО) ВС, используя КПИ, появляется возможность создавать и отрабатывать алгоритмы автоматического управления бортовыми системами во время полета и, тем самым, увеличивать автономность работы летающего КА. Для выполнения функций реализации «жестких» и «гибких» временных программ и команд прямого управления средствами СУ и блоков управления целевой аппаратурой без ущерба надежности их реализации были выполнены следующие мероприятия:

- увеличена устойчивость ВС СУ к отказам (до трех отказов);
- расширен контроль отсутствия искажений в массивах КПИ, получаемых из БА КИС в БЦВС СУ и блоки управления целевой аппаратуры (см. рис. 1);
- предусмотрены радиокоманды переключения резервов ВС СУ для восстановления их работоспособности.

Это позволяет восстановить работоспособность блоков управления комплекса целевой аппаратуры. Устойчивость к трем отказам была реализована использованием четырех комплектов одноканальных ВС в СУ, к которым относятся БЦВС и ВС блока управления (БУ). Эти комплекты названы гранями ВС. Структура ВС СУ построена по принципу, который позволяет программно реализовать как одновременную работу трех граней с выбором 2 из 3, так и работу одной грани при условии выполнения системой управления всех своих функций.

Дешифратор командно-программной информации (ДКПИ) из состава БА КИС выполнен устойчивым к двум отказам. В «горячем» резерве находится любая комбинация из двух его комплектов. Третий комплект находится в «холодном» резерве. Выбор комплекта, находящегося в «горячем» резерве, для передачи РК или КПИ осуществляет НКУ. Переключение комплектов ДКПИ из «холодного» в «горячий» резерв и обратно выполняется по РК из НКУ.

Указанная реализация функции формирования команд управления бортовыми системами не в БА КИС, а в СУ, не уменьшила устойчивость к отка-

зам тракта передачи команд прямого управления из НКУ в бортовые системы, оставив этот тракт устойчивым к двум отказам.

При положительных результатах контроля на отсутствие искажений в массивах КПИ при передаче их из НС КИС в БА КИС по прямому каналу связи, эти массивы через линии передачи информации (ЛПИ) передаются в БЦВС СУ и устройства управления целевой аппаратурой.

Помимо контроля отсутствия искажений в передаваемой информации введен дополнительный контроль отсутствия искажений в массивах КПИ, получаемых от НКУ через БА КИС. Этот контроль необходим для повышения защищенности канала обмена от искажений в процессе передачи по нему массивов КПИ.

Механизм дополнительного контроля заключается в следующем. Кодировка массивов КПИ в центре управления полетом (ЦУП) ведется по определенным правилам. Сохранение этих правил кодировки массивов КПИ проверяют БЦВС СУ и устройства управления целевой аппаратурой после получения массивов КПИ.

Если правила кодировки сохранены, массив считается достоверным и направляется на выполнение. В противном случае он не выполняется. Результаты контроля на достоверность БЦВС СУ и блоки управления целевой аппаратурой передают по ЛПИ в БА КИС для дальнейшей передачи в НКУ по обратному каналу связи. Таким образом, НКУ контролирует весь тракт передачи КПИ бортовым потребителям.

Прямое управление из НКУ средствами радиокоманд было реализовано только для управления резервами БА КИС, блоком обработки информации (БОИ) СТИ и вычислительными средствами СУ. Выбор работающей структуры граней ВС может выполняться автоматически СУ и, как показано на рис. 1, на основании радиокоманд, поступающих из НКУ через БА КИС.

Команды, управляющие работой служебных систем и блоков управления целевой аппаратуры, формируют работающие грани ВС СУ на основании КПИ из НКУ. В случае полного отказа всех граней ВС СУ дальнейшее существование КА невозможно, поэтому использование РК для восстановления работоспособности блоков управления и самой целевой аппаратуры, минуя СУ, считалось нецелесообразным.

Функция счета и сверки «бортового» времени на малом КА ДЗЗ была реализована средствами бортовой аппаратуры спутниковой навигации (АСН), входящей в состав СОУД.

Бортовое время для систем КА формирует АСН, сверяя его через системы ГЛОНАСС и GPS. Для обеспечения работы АСН в качестве «поддерживающей» информации используются результаты решения навигационной задачи в СОУД. Как резервный способ обеспечения систем «бортовым» временем используется абсолютное время, которое считает СОУД. Сверка этого времени со временем системы единого времени (СЕВ) проводится в НКУ на основании анализа телеметрической информации о «бортовом» времени СОУД, а его коррекция проводится средствами КПИ, передаваемой через БА КИС.

Функция синхронизации работы бортовых систем во времени на малом КА ДЗЗ реализована путем организации работы комплекса целевой аппаратуры, СОУД и СУБС в абсолютном «бортовом» времени, получаемом от АСН. Через БА КИС с помощью КПИ в устройства управления целевой аппаратуры и СОУД задаются значения начала и окончания выполнения операций в абсолютном «бортовом» времени. Использование единого «бортового» времени как в целевой аппаратуре, так и в СОУД осуществляется основная синхронизация их работы.

Для «привязки» к районам поверхности Земли результатов съемки на малом КА ДЗЗ помимо навигационной информации и абсолютного времени, получаемых от АСН, используется формируемая АСН синхронизирующая временная метка «1 секунда». На КА связи все необходимое временное управление выполняют СОУД и СУБС, объединенные в систему управления, поэтому вопрос синхронизации процессов управления решается автоматически в этой системе на основании КПИ, получаемой через БА КИС.

Функции включения для «сеансного режима» и выключение для «дежурного режима» передающих устройств БА КИС в обратном канале связи с НС КИС, а также контроль наличия связи с НКУ на малом КА ДЗЗ и КА связи реализует НКУ через НС КИС. Такое решение принимается в случае, если задача длительного автономного (без связи с НКУ) полета не ставится.

Опыт летной эксплуатации малых КА ДЗЗ и КА связи позволил приступить к решению задачи автономности (без вмешательства НКУ) полета КА в течение заданного интервала времени.

Функция автоматического контроля наличия связи с НКУ реализована средствами БА КИС и СУБС. Для выполнения этой функции БА КИС выдает в СУБС команду управления (УК) при очередном поступлении РК или КПИ из НС КИС. Вычислительными средствами СУ автономно ведется счет времени с момента поступления последней УК.

Если интервал времени отсутствия УК превышает заданный, СУБС выдает в БА КИС команды на переключение ее приемных трактов. Это позволяет, в случае возникновения аварийной ситуации (АС) в БА КИС (другими словами — в случае появления отказов в двух приемных трактах БА КИС), без вмешательства НКУ включать находящийся в «холодном» резерве третий приемный тракт. Таким образом восстанавливается связь НС и БА КИС. Для увеличения автономности выполнения функции контроля наличия связи с НКУ на случай возникновения АС в СУБС в БА КИС введено устройство, выполняющее эту функцию независимо от СУБС.

Функция автономного включения и выключения передающих устройств БА КИС для обеспечения сеанса связи реализована путем взаимодействия БА КИС и СУБС. Для выполнения этой функции в СУБС заранее вводится КПИ, содержащая запланированные в НКУ моменты времени начала и окончания сеансов связи. На основании этих КПИ из СУБС в БА КИС выдаются команды на организацию «сеансного» или «дежур-

ного» режима. Такой способ реализации этой функции весьма перспективен для КА ДЗЗ, так как при малой длительности сеансов связи экономит время и повышает надежность вхождения КА в связь с НКУ.

Во время полетов МКА ДЗЗ и КА связи описанная структура связей (см. рис. 1) управления работой бортовых систем в штатном режиме, включающем наличие одного отказа в функциональном тракте, полностью себя оправдала.

Проблемы с живучестью малого КА ДЗЗ возникли в условиях аварийных ситуаций. К АС отнесены нештатные ситуации (НШС), вызванные двумя и более отказами в функциональном тракте, выход из которых на этапах проектирования и разработки не был найден или не рассматривался. Примером этого являются необратимые отказы двух из трех каналов измерения вектора угловой скорости КА (3...4 отказа в функциональных трактах) прибора, называемого гироскопическим измерителем вектора угловой скорости (ГИВУС).

Этот прибор входит в состав системы ориентации и управления движением вокруг центра масс. Один канал ГИВУС выполнен в виде динамически настраиваемого гироскопа (ДНГ), позволяющего измерять две ортогональные проекции вектора угловой скорости на связанные оси КА. При исправной работе трех ДНГ из ГИВУС поступают значения шести проекций вектора угловой скорости на три ортогональные оси КА (по две проекции на каждую ось).

При отказе двух каналов ГИВУС измеряются значения только двух из трех проекций вектора угловой скорости. Не имея третьей проекции вектора угловой скорости на связанные оси КА, невозможно измерить и сам вектор и, как следствие, невозможно управлять движением КА вокруг центра масс.

Возникновение такой АС вызывает отключение СУ и, как следствие, неориентированный полет КА, отсутствие требуемой ориентации солнечных батарей на Солнце и нарушение баланса по приходу и расходу электроэнергии в СЭС.

Для восстановления работы СОУД в описанных ранее условиях был разработан алгоритм, использующий информацию от астродатчиков (АД) для парирования последствий этой АС. Программа этого алгоритма в виде КПИ была введена из НКУ в БЦВС СУ через БА КИС (см. рис. 1).

В реальном полете процесс отладки программы потребовал значительно времени и неоднократных включений и выключений СУ. На время выключенного состояния СУ, в том числе и СУБС, терялась возможность выдачи управляющих команд из НКУ в СЭС. Из-за этого процесс восстановления заряда аккумуляторной батареи и вся работа СЭС не могли управляться из НКУ и, как следствие, процесс восстановления баланса по приходу и расходу электроэнергии в СЭС не был оптимальным. В результате общее время восстановления функции управления движением КА затягивалось, возникали предпосылки к возникновению АС в СЭС.

Для устранения этого недостатка и обеспечения оптимального выхода из аварийных ситуаций введены прямые радиокоманды из НКУ через БА

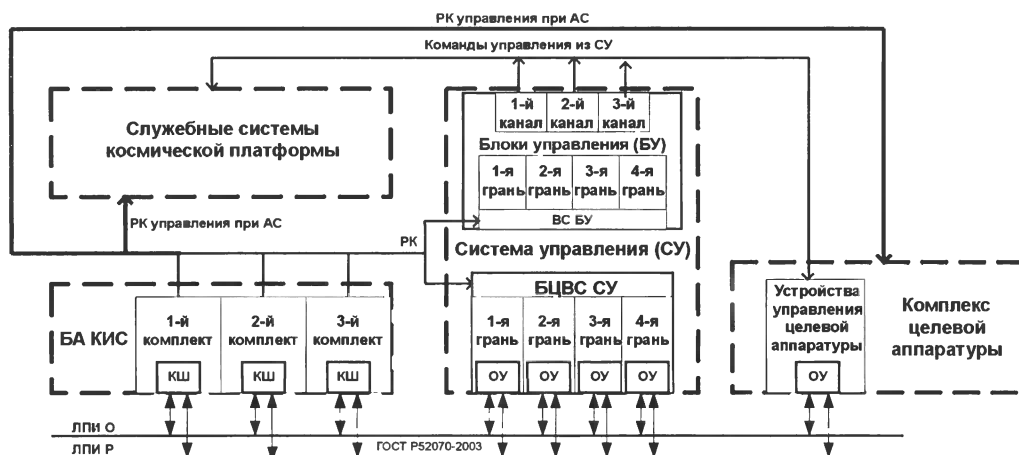


Рис. 2. Функциональная структура связей бортовых систем КА при использовании прямых радиокоманд управления для восстановления работоспособности при традиционной схеме управления полетом

КИС в служебные системы и комплекс целевой аппаратуры (рис. 2). Описанное ранее распределение функций управления между СУБС, блоками управления целевой аппаратурой и НКУ, реализуемое функциональной структурой связи (см. рис. 2), показывает достаточность выбранных для БА КИС функций, а также позволяет сделать эту аппаратуру универсальной для ее дальнейшего использования в космических платформах КА модульного типа, в том числе и при возникновении АС. Несколько слов в качестве вывода:

1. Рациональное распределение функций управления и выбор оптимальных структур связей между бортовыми системами в сочетании с современными методами конструирования бортовой аппаратуры позволяют не только увеличивать степень их преемственности в космических платформах для КА модульного типа, но и уменьшать общую массу бортовых комплексов управления.

2. Метод прямых радиокоманд из НКУ через бортовую аппаратуру КИС в служебные системы КП и блоки управления МЦА для восстановления работоспособности малых КА модульного типа при возникновении аварийных ситуаций успешно апробирован в процессе эксплуатации малых КА.

Список литературы

1. Соколов М.Б., Демченко А.Н., Поздеев О.В. Проверка полярности управления движением вокруг центра масс КА // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 3. С. 26–29.
2. Соколов М.Б., Демченко А.Н., Поздеев О.В. Резервирование в аппаратуре космических аппаратов длительного существования // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 4. С. 39–45.

Вопросы резервирования бортовых систем космического аппарата длительного существования

А.Н. Демченко, О.В. Поздеев, М.Б. Соколов

Одним из основных требований к современным космическим аппаратам (КА) является требование длительного срока выполнения КА целевой задачи с заданной вероятностью безотказной работы. Существуют два направления повышения срока службы и вероятности безотказной работы бортовых систем — повышение срока службы и вероятности безотказной работы электрорадиоизделий (ЭРИ), применяемых в электрических схемах приборов, а также применение резервирования в схемах приборов и систем.

Практика разработки и отработки систем управления (СУ) ракет создала доминирующий в настоящее время принцип «мажоритирования», широко применяемый в схемах приборов. Он заключается в введении в схему прибора функциональной избыточности за счет применения нескольких (n) однотипных схем, объединяемых специальным элементом, выбирающим из сигналов, поступающих от этих схем, «правильные» и передающим их в следующие схемы. Как способ определения «правильности» применен принцип выбора однотипного большинства (мажоритирование), а элемент, реализующий этот принцип, назван мажоритарным, или элементом голосования. Вероятность безотказной работы схемы при идеально надежном (безотказном) мажоритарном элементе определяется соотношением [3]:

$$P_M = \sum_{i=0}^{\frac{n-1}{2}} C_n^i p^{n-i} (1-p)^i, \quad (1)$$

где n — число схем, объединенных мажоритарным элементом (всегда нечетное); p — вероятность безотказной работы одной схемы.

Практическое применение нашло трехкратное резервирование схем с выбором не менее двух из трех (2/3) одинаковых результатов работы схемы. Тогда выражение (1) имеет вид:

$$P_M = p^3 + 3[p^2(1-p)]. \quad (2)$$

Применялся принцип мажоритирования трехканальных схем, работающих в «горячем» резерве. На первых этапах, когда время существования КА ограничивалось месяцами, этот подход полностью себя оправдал и дал возможность бурного развития космической техники. При создании долговременных пилотируемых орбитальных станций возникла задача увеличения срока службы бортовых систем до 10...15 лет, но одновременно наличие человека на борту обеспечило весьма эффективный способ решения этой задачи — проведение ремонтно-восстановительных работ с бортовыми системами.

Гораздо сложнее было реализовать требование увеличения срока службы для беспилотных автоматических КА. Методически для реализации этого

требования был принят подход дистанционного проведения ремонтно-восстановительных работ. В системы КА вводились резервные схемы, приборы и агрегаты, находящиеся изначально в «холодном» резерве, а перевод их в рабочее состояние проводился по командам из наземного центра управления полетом (ЦУПа) на основании анализа телеметрической информации.

Большую значимость последнее время приобретает, наряду с требованием увеличения срока службы, требование максимально увеличить длительность автономной (без связи с ЦУПом) работоспособности автоматических КА. Одним из возможных направлений выполнения двуединого требования по одновременному увеличению срока службы и обеспечению максимальной автономности может быть создание на борту КА специальной системы, автоматически выполняющей функции ЦУПа в части контроля работы бортовых систем и принятия решения о включении «холодного» резерва. Это направление имеет достаточную теоретическую проработку, но на практике не нашло широкого применения. Причинами этого явилось то, что введение специальной системы, с одной стороны, уменьшает общую вероятность безотказной работы КА, а с другой стороны, увеличивает общую стоимость и сроки наземной отработки КА, так как завершить отработку этой системы можно только после завершения отработки всех функциональных систем.

В настоящее время появилась необходимость провести детальный анализ всех известных способов резервирования с целью формирования принципов их применения для выполнения двуединого требования увеличения срока службы автоматических КА при обеспечении их максимальной независимости от работы ЦУПа (автономности) в части работоспособности бортовых систем. Количественную оценку автономности работы бортовых систем можно провести по одному из двух показателей [1] — вероятности безотказной автономной работы системы на заданном интервале времени или среднему времени наработки на отказ автономно работающей системы. Увеличение вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p за счет применения принципа мажоритирования трехканальной схемы, можно оценить выражением

$$\Delta P_m = \{p^3 + 3[p^2(1-p)]\} - p. \quad (3)$$

Значения p , для которых $\Delta P_m = 0$, определяет решение уравнения:

$$\{p^3 + 3[p^2(1-p)]\} - p = 0 \quad (4)$$

или $-2p^3 + 3p^2 = 0$ при $p_1 = 1$; $p_2 = 0,5$; $p_3 = 0$.

Анализ значений функции ΔP_m показывает, что $\Delta P_m > 0$ для $1 > p > 0,5$, и $\Delta P_m < 0$ для $0,5 > p > 0$. Физический смысл этих соотношений заключается в том, что принцип мажоритирования в своей основе предусматривает наличие с большей вероятностью «истинных», а не «ложных» результатов. В противном случае принцип мажоритирования выбирает «ложный» результат вместо «истинного». Следовательно, применение мажоритарного элемента возможно только в течение времени, когда вероятность исправного состоя-

ния схемы больше, чем вероятность ее отказа ($p > 0,5$). Кроме этого следует заметить, что при $p > 0,5$ один из трех каналов схемы может оставаться исправным, но будет исключен из работы.

Увеличение вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p за счет применения принципа резервирования с внешним для этой схемы определением факта ее исправного состояния, можно оценить соотношением

$$P_B = 1 - (1 - p)^n, \quad (5)$$

где n — общее число схем с учетом резервирования.

Наряду с требованием высокой надежности к основным требованиям, предъявляемым к системам КА, относится и требование минимальной массы, поэтому на практике чаще применяется однократное резервирование (дублирование) схем. Для этого варианта выражение (5) имеет вид

$$P_B = 1 - (1 - p)^2. \quad (6)$$

Увеличение вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p за счет применения дублирования при условии внешнего способа определения факта ее исправного состояния, можно оценить формулой

$$\Delta P_B = [1 - (1 - p)^2] - p. \quad (7)$$

Значения p , для которых $\Delta P_B = 0$, определяет решение уравнения

$$[1 - (1 - p)^2] - p = 0, \quad (8)$$

или $p - p^2 = 0$ при $p_1 = 1$; $p_2 = 0$.

Анализ значений функции ΔP_B показывает, что $\Delta P_B > 0$ для всего интервала $1 > p > 0$. Следовательно, применение принципа дублирования схемы при условии внешнего способа определения факта ее исправного состояния на любом интервале времени (всегда) увеличивает результирующую вероятность безотказной работы. Кроме этого следует заметить, что отказ произойдет только при отказе всех (в данном случае двух) каналов схемы, т.е. неиспользуемой избыточности каналов, как при принципе мажоритирования, нет. Другими словами, этот принцип оптимален при выполнении требований повышения вероятности безотказной работы и минимизации массы. Сравнение величины вероятности безотказной работы схемы P_B при применении дублирования с внешним для схемы определением факта ее исправного состояния и вероятности P_M при применении принципа мажоритирования трехканального построения этой схемы можно провести следующим образом

$$\Delta P_{BM} = P_B - P_M = [1 - (1 - p)^2] - \{p^3 + 3[p^2(1 - p)]\}. \quad (9)$$

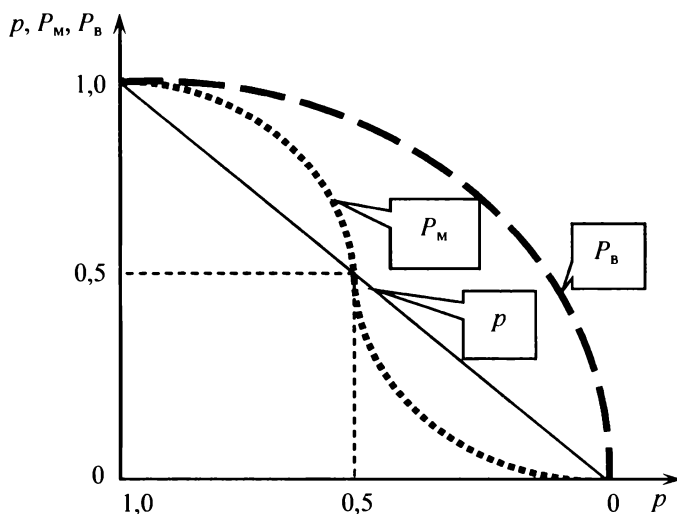


Рис. 1. Сравнение принципов резервирования

Значения p , для которых $\Delta P_{\text{вм}} = 0$, определяет решение уравнения:

$$[1 - (1 - p)^2] - \{p^3 + 3[p^2(1 - p)]\} = 0, \quad (10)$$

или $p^3 - 2p^2 + p = 0$ при $p_{1,2} = 0$; $p_3 = 1$.

Анализ значений функции $\Delta P_{\text{вм}}$ показывает, что $\Delta P_{\text{вм}} > 0$ для всего интервала $1 > p > 0$. Следовательно, применение принципа дублирования схемы при условии внешнего способа определения факта ее исправного состояния на любом интервале времени (всегда) обеспечивает большую вероятность безотказной работы схемы по сравнению с применением принципа мажоритирования; кроме этого, при дублировании требуются два канала, а не три, как при мажоритировании.

Иллюстрация описанного сравнения принципов резервирования представлена на рис. 1. При сравнении принципов резервирования считалось, что средства, реализующие анализ и выбор результатов работы резервируемой схемы, идеально надежные (безотказные). Анализ применяемых схем показывает, что вероятность безотказной работы $P_{\text{в}}$ средств выбора результатов работы резервируемой схемы существенно влияет на получаемую вероятность $P_{\text{м}}$ ее безотказной работы. Влияние на результат оказывает и «глубина» резервирования схемы, т.е. то, через какие части этой схемы вводится контроль. Наибольшее увеличение результирующей вероятности безотказной работы схемы можно получить, выполняя условие, когда сумма вероятностей частей схемы равна вероятности безотказной работы всей схемы контроля. Все сказанное одинаково справедливо как для принципа мажоритирования, так и для принципа дублирования схем, поэтому при технически грамотном выборе и построении средств контроля учет их вероятности безотказной работы при сравнении принципов резервирования не изменит описанные результаты. Также следует отметить, что сравнение двух принци-

пов резервирования проводилось в относительных величинах вероятности безотказной работы, т.е. полученные результаты справедливы для любых интервалов времени.

Принцип мажоритирования в настоящее время достаточно теоретически проработан и имеет большую практику применения, в то время как принцип немажоритарного резервирования, особенно в части выбора и реализации средств определения исправного состояния схемы, проработан гораздо меньше. Рассмотрим ряд способов реализации контроля, состояния схемы в случае применения немажоритарного принципа резервирования.

При разработке электрических схем для приема и формирования команд (сигналов) управления, а также коммутации электропитания может быть применен способ управления (контроля) вероятностью отказных ситуаций. Под отказной ситуацией понимается одно из двух устойчивых состояний схемы: «обрыв» — состояние, при котором схема не меняет свое исходное состояние на выходе при изменении управления на входе, «зависание» — состояние, при котором схема находится в рабочем состоянии по выходу при отсутствии управления на входе.

В эти состояния схема переходит в результате появления отказов в ЭРИ. Применение способа управления вероятностью отказных ситуаций заключается в таком выборе типа ЭРИ и таком построении схемы, чтобы отказы в ЭРИ с вероятностью практически достоверного события переводили схему в состояние отказной ситуации «обрыв». Под вероятностью практически достоверного события понимается заранее выбранная величина вероятности, близкая к 1. Построенные по такому принципу схемы можно соединять параллельно в количестве, необходимом для выполнения требования по величине вероятности безотказной работы на заданном интервале времени.

При разработке каналов обмена цифровой информацией (шин обмена) может быть применен способ обнаружения отказа в аппаратуре на основании контроля наличия искажения в передаваемой информации. Для реализации этого способа необходимо сформулировать правила кодировки, обмена, а также алгоритм контроля на достоверность передаваемой информации и реализовать в устройствах канала (шины) контроль передаваемой информации на выполнение этих правил. Такой подход позволяет через обнаружение искажений в передаваемой информации обнаружить отказ в устройствах канала (шины), а «не норма» контроля информации есть основание перехода на работу по резервному каналу для устранения отказа в канале обмена (шине). Наиболее полно этот принцип реализован в мультиплексном канале обмена по ГОСТ Р 52070-2003, аналоге стандарта MIL-STD-1553B.

Более детально следует рассмотреть вопрос реализации принципа немажоритарного резервирования в бортовых цифровых вычислительных системах. Для рассмотрения воспользуемся предложенной академиком В.М. Глушковым [1] моделью цифрового автомата, изображенной на рис. 2.

В этой модели работа вычислительной системы как цифрового автомата представлена в виде взаимодействия двух автоматов — управляющего (А) и операционного (В) для обработки входной и формирования выходной информации.

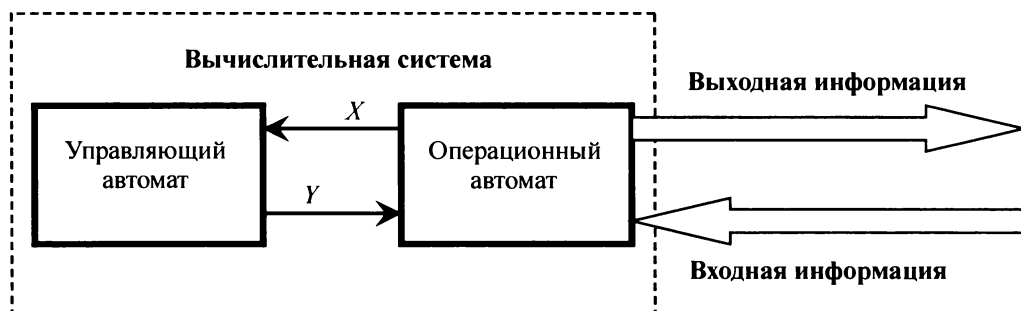


Рис. 2. Модель цифрового автомата

В качестве автомата A будем рассматривать программное обеспечение, реализующее алгоритмы работы вычислительной системы. В качестве автомата B будем рассматривать аппаратуру, обрабатывающую входную и готовящую выходную информацию вычислительной системы, выполняя операции Y программного обеспечения (ПО) и формируя результаты их выполнения X для ПО.

Взаимодействие автоматов A и B выглядит следующим образом. Реализуя алгоритм работы вычислительной системы, автомат A задает для автомата B операции Y , определяющие действия над информацией. Выполняя действия над информацией, заданные операциями Y , автомат B передает результат этих действий X в автомат A . Согласно алгоритму работы вычислительной системы автомат A анализирует полученные результаты X и на основании результатов их анализа задает для автомата B следующие операции. Описанный процесс продолжается в течение всего времени работы вычислительной системы.

Для простоты дальнейшего рассмотрения примем постулат, что достоверным событием является правильность или истинность целевого алгоритма, другими словами, действия алгоритма всегда правильные. В противном случае нет смысла в его реализации. Корректности ради следует отметить, что суждение истинности целевого алгоритма делает человек в меру своих знаний на момент формирования этого суждения. Дальнейшая деятельность человека может найти неточности и даже ошибки в алгоритме, но после устранения этих ошибок опять, на этот момент, справедливо суждение истинности. Учитывая, что абсолютной истины знать человеку не дано, количественно оценить достоверность целевого алгоритма на момент окончания его разработки невозможно, поэтому принятый постулат верен всегда.

Исходя из этого постулата, можно заключить, что функциональный (целевой) алгоритм всегда предусматривает операции Y , позволяющие достичь цели выполнения алгоритма, как реакцию на достоверные результаты X . Достоверными результаты X будут только в случае отсутствия искажения обрабатываемой информации, вызванного отказами в автомате B . Следовательно, создавая помимо целевого алгоритма еще и алгоритм контроля отсутствия искажения (истинности) обрабатываемой информации, можно с помощью этого алгоритма обнаружить отказ в аппаратуре. Как пример можно привести алгоритм контроля знака произведения на основании анализа

знаков сомножителей. Алгоритм контроля при обнаружении искажения в обрабатываемой информации должен остановить работу (выключить) автомата B путем прекращения выдачи операции Y автоматом A . Для количественной оценки величины достоверности алгоритма контроля $D(A_k)$ можно использовать соотношение общего числа комбинаций искаженного кода информации к числу выявляемых этим алгоритмом. Естественно, необходимо создавать алгоритмы контроля с достоверностью $D(A_k)$, близкой к 1.

Как показывает практика, большие пакеты программ имеют ошибки, а следовательно, не тождественны реализуемым алгоритмам. Для количественной оценки величины достоверности реализации алгоритма программой $D(P/A)$ или, другими словами, степени отработанности (отлаженности) программы, можно использовать соотношение числа комбинаций P входных воздействий и реакций программы, проверенное при отработке (отладке) программы на соответствие алгоритму, к общему числу комбинаций A , предусмотренных алгоритмом (см. рис. 2). Естественно, необходимо стремиться при отработке программного обеспечения к величине достоверности $D(P/A)$, близкой к 1.

Следует отметить, что только при выполнении условия $D(A_k) \times D(P/A) \approx 1$ справедливо суждение о возможности обнаружения наличия отказов в аппаратуре вычислительной системы по результатам контроля средствами ПО отсутствия искажений в обрабатываемой информации. На практике способ обнаружения отказа в аппаратуре на основании контроля наличия искажения в информации, обрабатываемой этой аппаратурой, был применен в виде тестирования вычислительных систем. Во время тестирования вычислительная система выполняла программу, реализующую специально разработанный алгоритм контроля A_k , имеющий достоверность $D(A_k) \approx 1$. Если тестовая программа не обнаруживает искажений в обрабатываемой ею детерминированной информации, то считается, что аппаратура системы не имеет отказов.

В случае получения НОРМЫ по результатам выполнения тестовой программы вычислительная система начинала выполнять функциональный (целевой) алгоритм. В момент получения НОРМЫ отказ в аппаратуре считается не достоверным (ложным) событием, а вероятность отказа аппаратуры системы считается равной 0, или вероятность безотказной работы равной 1. Все это справедливо только для момента получения НОРМЫ. В последующие моменты времени вероятность безотказной работы меньше 1.

В случае получения НЕ НОРМЫ по результатам выполнения тестовой программы вычислительная система автоматически выключается входящими в ее состав специальными аппаратно-программными средствами. При описанном построении контроля в вычислительной системе возможны два события — система правильно выполняет целевой алгоритм либо система не работает (выключена).

Таким образом, работа тестовой программы реализует способ обнаружения отказа в аппаратуре на основании контроля наличия искажения в обрабатываемой ею информации. Результаты работы тестовой программы совместно со специальными аппаратно-программными средствами, входящими в состав вычислительной системы, реализуют способ управления (контроля) вероятностью отказных ситуаций. Для обеспечения близкой к 1 вероятности

правильного выполнения вычислительной системой целевого программного обеспечения, тестовые программы выполняются не только в начале выполнения целевого ПО, но и в течение всего времени его выполнения.

Учитывая, что выполнение целевого ПО в вычислительной системе организовано на временных интервалах (циклах/тактах), тестовые программы выполняются каждый цикл. Длительность цикла приблизительно равна 0,1 с, а учитывая, что интенсивность отказов λ аппаратуры вычислительной системы на интервале 0,1 с весьма малая величина и на момент получения тестами НОРМЫ вероятность отказа равна 0, то вероятность правильного выполнения целевого ПО в течение цикла практически равна 1.

Примером такого построения вычислительной системы может быть бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) «Аргон-16», созданная в 1974–1975 гг. Следует отметить, что, тем не менее, аппаратно она реализовала мажоритарный принцип, хотя имеющиеся в ней программно-аппаратные способы контроля и парирования последствий отказов позволяли строить ее как совокупность независимо работающих каналов. Другим примером может быть бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС), разработанная для систем управления КА «Монитор-Э» и «KazSat». Аппаратно БЦВС построена по немажоритарному принципу резервирования и имеет четыре канала (границы). При ее включении выполняется тестовая программа в каждом канале (границе). По результатам контроля тестовой программы остаются включенными три канала (границы), для которых получена НОРМА. При основной работе БЦВС в каждой границе выполняется специальная программа, сравнивающая результаты работы целевого ПО этой границы с результатами, полученными в двух других по мажоритарному принципу. При получении НЕ НОРМЫ в одной из границ она выключается и включается четвертая граница для сохранения трех работающих границ. В этой БЦВС предусмотрен режим работы с одной границей, для которой получена НОРМА по результатам выполнения тестовой программы.

Не менее важной по сравнению с задачей выбора мажоритарного или немажоритарного принципов резервирования, является задача выбора типа резервирования, «холодного» или «горячего», в связи с тем, что он оказывает существенное влияние на долговечность работы схемы. Мажоритарный принцип изначально предусматривает применение только «горячего» типа резервирования, так как результаты работы всех трех каналов используются для контроля.

При немажоритарном принципе резервирования можно применять как «холодный», так и «горячий» тип в связи с тем, что реализуется внешний для схемы способ контроля каждого ее канала независимо друг от друга. Предпочтительней применять в схемах «холодный» тип резервирования, так как он увеличивает долговечность аппаратуры и защищает ее от ряда воздействий космоса, пагубно влияющих на работающую аппаратуру. Для устройств, работа которых реализует реакцию только на текущее воздействие, всегда применим тип «холодного» резервирования.

Сложнее выбирать тип резервирования для устройств, текущая реакция у которых должна зависеть от результатов их предыдущей работы на интервале времени t . При дальнейшем изложении будем называть их устройствами с

памятью. Один из критериев выбора типа резервирования для устройств с памятью — допустимо ли временное невыполнение своих функций этим устройством при возникновении отказа?

При условии допустимости временного невыполнения функций в случае возникновения отказа применяется «холодный» тип резервирования. В противном случае при дублировании устройства применим только «горячий» тип, хотя при наличии большего числа резервных каналов остальные могут находиться в «холодном» резерве.

Используя приведенные результаты анализа применения немажоритарного принципа резервирования схем аппаратуры, можно предложить методику выбора числа резервных каналов и типа резервирования для составных частей автоматической системы управления, обеспечивающих заданную величину вероятности безотказной работы системы в течение интервала времени T . Кроме этого, по предлагаемой методике можно получить требования к величинам достоверностей реализации целевого алгоритма программным обеспечением $D(\Pi/A)$ и достоверности алгоритмов контроля $D(A_k)$. Для иллюстрации применения методики воспользуемся классической схемой процесса управления (регулирования), показанной на рис. 3. Величину вероятности $P_{\text{СУ}}(T)$ выполнения целевой задачи автоматической системой управления (СУ), состоящей из D , $Ш$, $ВС$ и $ЭА$, на интервале времени T для общего случая можно оценить соотношением:

$$P_{\text{СУ}}(T) = P_D(T, N_D) \times P_{\text{Ш}}(T, N_{\text{Ш}}) \times [P_{\text{ABC}}(T, N_{\text{ABC}}) \times D(\Pi/A) \times D(A_k)] \times P_{\text{ЭА}}(T, N_{\text{ЭА}}), \quad (11)$$

где $P_D(T, N_D)$ — вероятность безотказной работы на интервале времени T аппаратуры D , состоящей из N_D каналов резервирования; $P_{\text{Ш}}(T, N_{\text{Ш}})$ — вероятность безотказной работы на интервале времени T аппаратуры $Ш$, состоящей из $N_{\text{Ш}}$ каналов резервирования; $P_{\text{ABC}}(T, N_{\text{ABC}})$ — вероятность безотказной работы на интервале времени T аппаратуры $ВС$, имеющей N_{ABC} каналов резервирования; $D(\Pi/A)$ — достоверность реализации целевого алгоритма программами вычислительной системы; $D(A_k)$ — достоверность алгоритма контроля; $P_{\text{ЭА}}(T, N_{\text{ЭА}})$ — вероятность безотказной работы на интервале T аппаратуры $ЭА$.

Следует отметить, что характеристика достоверности D , примененная как оценка соответствия программного обеспечения алгоритму, который оно реализует Π/A , а также для оценки глубины проверки информации алгоритмом контроля A_k , имеет одну и ту же физическую сущность, что и характеристика вероятности безотказной работы P , применяемая для оценки возможности отказа аппаратуры: и D , и P характеризуют вероятность события.

По мнению авторов этой статьи, для характеристики степени правильности (отлаженности) программного обеспечения более правильно использовать термин «достоверность ПО», а не встречающийся в литературе термин «отказ ПО». Событие ОТКАЗ обязательно подразумевает наличие противоположного события НОРМА, т.е. предполагает независимый процесс изме-

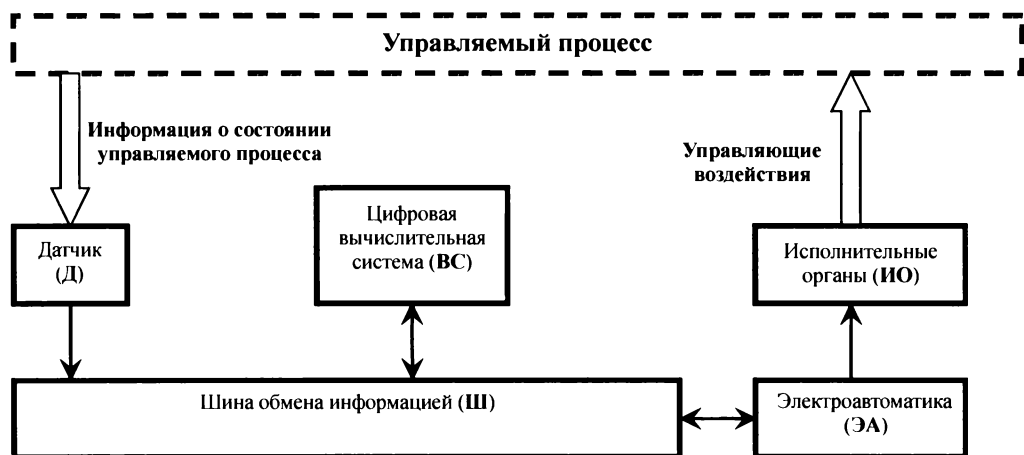


Рис. 3. Схема процесса управления

нения состояния. Введенное в аппаратуру вычислительной системы ПО само по себе изменяться не может. Для его изменения необходимо ввести новый вариант (версию) ПО. Отказаться может аппаратура вычислительной системы (АВС), реализующая ПО, а не само ПО. Учитывая, что в формулу (11) входят и величины достоверности $D(\Pi/A)$, $D(A_k)$, она позволяет получить требования как к степени соответствия ПО реализуемому алгоритму, так и к построению алгоритма контроля A_k .

Для демонстрации методики выбора числа резервных каналов и типа резервирования будем считать, что изменение величины вероятности безотказной работы одного канала любого устройства СУ можно описать

экспоненциальной функцией вида $e^{-\frac{\lambda}{T}}$, причем значения λ для «холодного» и «горячего» принципов резервирования разные. Использование любой другой функции или метода расчета не влияет на правильность предложенной методики. Величины вероятности $P_D(T, N_D)$, $P_{Ш}(T, N_{Ш})$, $P_{АВС}(T, N_{АВС})$, $P_{ЭА}(T, N_{ЭА})$ можно оценить следующим образом:

$$P_D(T, N_D) = [1 - (1 - p_D)^{N_D}], \text{ где } p_D = e^{-\frac{\lambda_D}{T}}; \quad (12)$$

$$P_{Ш}(T, N_{Ш}) = [1 - (1 - p_{Ш})^{N_{Ш}}], \text{ где } p_{Ш} = e^{-\frac{\lambda_{Ш}}{T}}; \quad (13)$$

$$P_{АВС}(T, N_{АВС}) = [1 - (1 - p_{АВС})^{N_{АВС}}], \text{ где } p_{АВС} = e^{-\frac{\lambda_{АВС}}{T}}; \quad (14)$$

$$P_{ЭА}(T, N_{ЭА}) = [1 - (1 - p_{ЭА})^{N_{ЭА}}], \text{ где } p_{ЭА} = e^{-\frac{\lambda_{ЭА}}{T}}. \quad (15)$$

Метод расчета $D(A_k)$ и $D(\Pi/A)$ описан ранее. Величины $D(A_k)$ и $D(\Pi/A)$ постоянные и неизменные после окончания разработки алгоритма A_k и отлад-

ки программ P , в отличие от величин $P_D(T, N_D)$, $P_{III}(T, N_{III})$, $P_{ABC}(T, N_{ABC})$, $P_{ЭА}(T, N_{ЭА})$.

Типы резервирования («холодный» и «горячий»), минимальное число каналов, необходимых в устройствах СУ, степень правильности ПО и величину достоверности алгоритма контроля, необходимые для достижения заданной величины вероятности $\bar{Z}[P_{СУ}(T)]$ выполнения автоматической системой управления целевой задачи на интервале времени T , можно оценить, решая неравенство для разных значений и комбинаций величин N и λ :

$$P_{СУ}(T) \geq \bar{Z}[P_{СУ}(T)] \quad (16)$$

с использованием соотношений (11)...(15).

Задавая значение T , равное требуемому времени работы КА без связи с ЦУПом в части обеспечения работоспособности СУ, и решая неравенство (16), можно количественно оценивать степень автономности, получаемую при различных принципах и типах резервирования аппаратуры. Задавая время T , равное сроку службы КА, и решая неравенство (16), можно количественно оценивать величину вероятности безотказной работы СУ в конце срока службы КА, получаемую при различных принципах и типах резервирования аппаратуры. На основании анализа результатов, полученных при решении неравенства (16) для различных значений T , можно выбрать оптимальную структуру СУ в части принципов и типов резервирования ее аппаратуры, выполняющую заданные требования. Рассмотренная методика применима и для анализа различных вариантов построения схем p составных частей СУ. Для КА длительного существования могут применяться и устройства, построенные по принципу мажоритарного резервирования при условии, что вероятность безотказной работы каждого канала $p_k(t) \geq 0,5$ для $t = T_{ср}$ ($T_{ср}$ — срок службы системы) и нет превышения лимита массы системы. Благодаря большому практическому опыту создания и отработки схем, построенных по принципу мажоритарного резервирования, можно сокращать объемы и сроки проведения опытно-конструкторских работ и, как следствие, уменьшать стоимость создания систем.

Принципы резервирования бортовой аппаратуры КА дают только стратегическое направление при разработке электрических схем приборов, алгоритмов, программного обеспечения и структуры систем. Не менее, а иногда и более важной задачей в практике создания бортовых системах КА длительного существования является применение качественных ЭРИ, тщательная и всесторонняя стендовая отработка бортовых приборов и систем, а также глубокая проверка собранного КА на соответствие конструкторской документации. Только при выполнении этих условий можно достигнуть значений характеристик КА по долговечности, предусмотренных документацией.

Список литературы

1. Глушков В.М. Моделирование развивающихся систем. М.: Наука, 1983. 350 с.
2. Малиновский Б.Н. Справочник по цифровой вычислительной технике. Киев: Техніка, 1974.

Методика проверки полярности управления движением вокруг центра масс космических аппаратов, имеющих электромеханические исполнительные органы

А.Н. Демченко, О.В. Поздеев, М.Б. Соколов

Наземная отработка ракет-носителей, а также космических аппаратов (КА) создала эффективный метод интегральной проверки соответствия по направлению (полярности) реализованного в аппарате способа создания вектора управляющего момента (ВУМ) требуемому для управления его движением вокруг центра масс. Этот метод называют проверкой полярности КА, добавляя термин «сквозной». Он заключается в искусственном создании на измерительных датчиках системы управления векторов возмущающей угловой скорости и/или угла отклонения аппарата и последующем контроле направления (знака), реализуемого аппаратом ВУМ для устранения заданного возмущения. Метод применим, когда способы создания возмущающего вектора и способы контроля направления реализуемого ВУМ позволяют визуально определить их соответствие по знаку, не проводя расчетов по управляющим алгоритмам тракта, а проверяя реализацию алгоритмов.

Конструкция применяемых на современных космических аппаратах таких электромеханических исполнительных органов, как силовые гироскопы или двигатели-маховики, не позволяет визуально контролировать направление (знак) создаваемого ими ВУМ. Стремление обеспечить устойчивость к одному отказу гироскопических частей датчиков угловой скорости при минимизации их массы привело к созданию конструкций из четырех и пяти гироскопов, требующих математической обработки для определения величины и знака проекций вектора угловой скорости на каждую из трех ортогональных осей аппарата. Как следствие этого отсутствует возможность применить прямой (без расчетов) способ контроля по показаниям гироскопа величины и знака проекций вектора угловой скорости на оси аппарата. Описанные особенности в измерительных и исполнительных средствах КА привели к необходимости создания новых методов, позволяющих при наземной подготовке аппарата проверить полярность тракта управления движением вокруг центра масс. В качестве такого метода проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс может быть использована суперпозиция результатов проверок составных частей этого тракта.

Предлагаемый метод рассмотрим на примере его применения для проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс при реализации функции демпфирования угловой скорости КА. В состав тракта управления входят:

- гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС);
- программное обеспечение (ПО) бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС);
- комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ);
- элементы конструкции КА.

Проверка полярности тракта управления осуществляется как суперпозиция результатов следующих проверок:

1) правильности указания «привязки» направления измерительных осей ГИВУС, указанных на его габаритном чертеже, и осей КА на компоновочных и установочных чертежах;

2) правильности указания «привязки» направления векторов управляющих моментов двигателей-маховиков (ДМ), указанных на их габаритном чертеже, и осей КА на компоновочных и установочных чертежах;

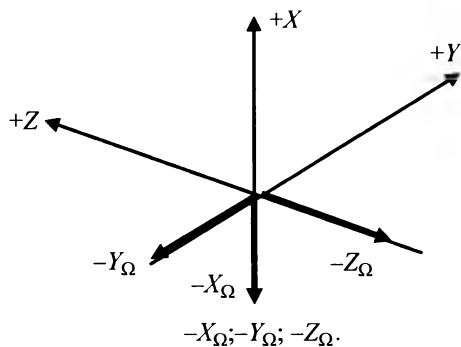
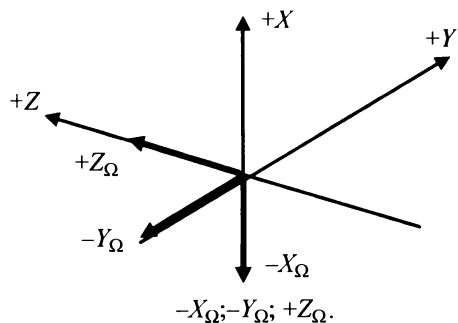
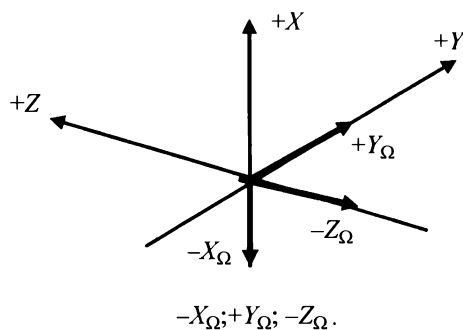
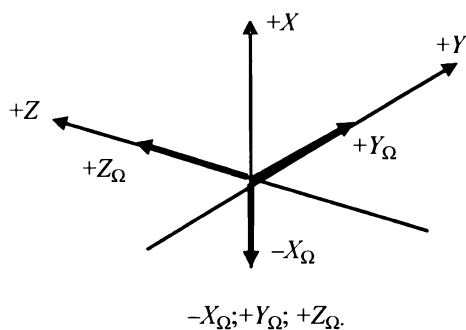
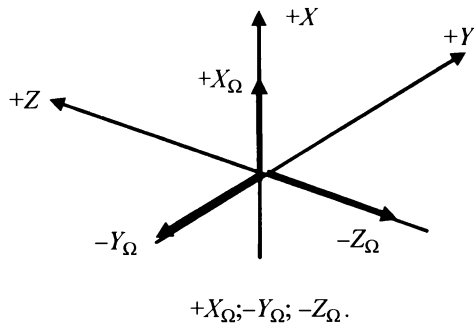
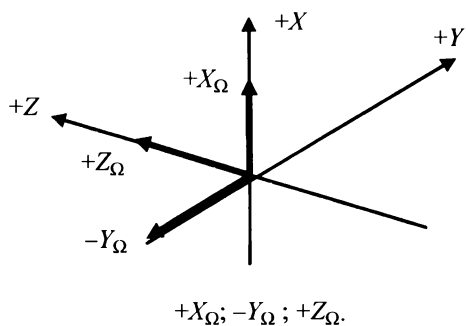
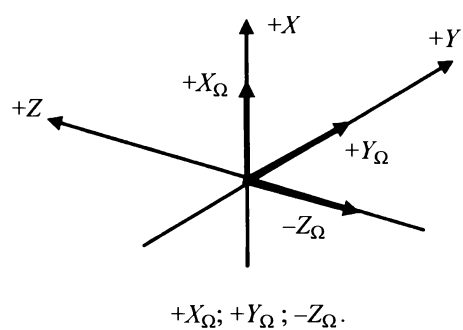
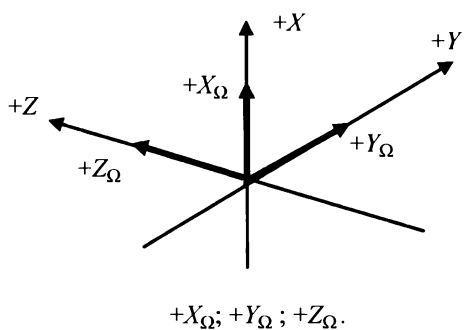
3) соответствия телеметрической информации (ТМИ) знаков трех ортогональных проекций вектора угловой скорости, получаемой по результатам измерения ГИВУС, знакам проекций на оси ГИВУС физически воздействующего на него вектора угловой скорости КА;

4) соответствия ТМИ знака управляющего момента знаку управляющего момента, физически создаваемого ДМ;

5) соответствия ТМИ знака управляющего момента, создаваемого ДМ, требуемому для демпфирования вектора угловой скорости. Знаки проекций указанного вектора, физически воздействующего на КА, оцениваются по ТМИ результатов измерения ГИВУС.

Первые две из указанных выше проверок заключаются в совместном рассмотрении и согласовании разработчиками ГИВУС, ДМ и СУ соответствия требований по ориентации динамической модели компоновочным и установочным чертежам. После этого согласования контроль изготовления КА в соответствии с этими чертежами осуществляет ОТК. Таким образом, проводится контроль конструкции КА в части обеспечения правильной полярности измерительных и исполнительных органов тракта управления движением вокруг центра масс.

Третья проверка заключается в работах, проводимых на предприятиях, разрабатывающих ГИВУС и СУ. На предприятии, разрабатывающем ГИВУС и алгоритм расчета величин проекций вектора угловой скорости, проводится физическое моделирование. На специальном поворотном стенде реализуются восемь положений вектора угловой скорости Ω , обеспечивающие проверку всех комбинаций знака проекций этого вектора на три ортогональные оси измерения ГИВУС (см. рисунок). При этом контролируются показания гироскопов, и на их основании проверяются величина и знак проекций вектора угловой скорости на три ортогональные оси. Таким образом отрабатываются и проверяются конструкторская документация (КД) на ГИВУС и алгоритм обработки информации по показаниям гироскопов. Разработчиком СУ на основании алгоритма работы ГИВУС, компоновочного чертежа КА и установочного чертежа ГИВУС на КА разрабатывается ПО расчета величин и знака проекций вектора угловой скорости на три ортогональные оси КА. Комплексная отработка ПО начинается на комплексном стенде разработчика СУ с использованием поворотного устройства, обеспечивающего воздействие на ГИВУС не менее чем восьми положений вектора угловой скорости Ω , как показано на рисунке. Во время этой отработки проверяется правильность расчета величин и знаков проекций вектора Ω , а также соответствие их ТМИ, т.е.



Проекции вектора угловой скорости Ω на три ортогональные оси измерения ГИВУС при испытаниях на поворотном стенде

физически задаваемым значениям Ω . Таким образом обеспечивается соответствие рассчитанных в СУ и фиксируемых с помощью ТМИ величин и знаков проекций вектора воздействующей на ГИВУС угловой скорости Ω по трем ортогональным осям.

Четвертую проверку выполняют разработчики КУДМ и СУ. На предприятии, разрабатывающем КУДМ, с использованием специального поворотного стенда измеряют величину и направление (знак) управляющего момента, создаваемого ДМ при задаваемом на входе КУДМ управляющем коде, а также контролируют соответствие направления этого момента указанному на габаритном чертеже (ГЧ) ДМ.

Разработчик СУ на основании кодов управляющей информации, полученных от разработчика КУДМ, компоновочных чертежей КА и установочных чертежей КУДМ на КА разрабатывает ПО, формирующее коды управления КУДМ. Отработка этого ПО начинается на комплексном стенде разработчика СУ, где отрабатывается соответствие кодов управления КУДМ реальной ТМИ. Таким образом, обеспечивается соответствие ТМИ кодов управления КУДМ реально создаваемым по этим кодам управляющим моментам в ДМ.

Пятая проверка заключается в работах, проводимых на стенде — электроаналоге КА. По компоновочным чертежам КА и установочным чертежам, согласованным на первых двух этапах, устанавливаются ГИВУС и КУДМ. Стенд располагают в пространстве таким образом, чтобы вектор угловой скорости вращения Земли (Ω_3) дал одну из восьми приведенных на рисунке комбинаций знаков проекций этого вектора на ортогональные оси КА. Для этой комбинации знаков проекций вектора угловой скорости определяют направление (знак) управляющего момента, требуемого для демпфирования. На фоне выполнения режима демпфирования проверяют соответствие ТМИ знакам рассчитанных проекций на ортогональные оси КА, реально создаваемых вектором Ω_3 . Так же проверяют соответствие ТМИ кодов управления, выдаваемых в КУДМ, требуемым для реализации необходимых знаков управляющих моментов, создаваемых ДМ. С учетом работ, выполненных при третьей, четвертой и пятой проверках, подтверждается правильность компоновочных чертежей КА, установочных чертежей ГИВУС и ДМ, а также ПО СУ и конструкции ГИВУС и ДМ. Это необходимо для обеспечения правильной полярности КА в части управления движением вокруг центра масс при выполнении задачи демпфирования.

Располагая стенд таким образом, чтобы обеспечить несколько комбинаций знаков проекций вектора Ω_3 на оси КА, описанную выше процедуру проверки повторяют для каждой из этих комбинаций. После сборки проверку полярности КА проводят по методике, отработанной для одной из комбинаций знаков проекций вектора Ω_3 на его ортогональные оси. Описанный метод проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс, основанный на суперпозиции результатов проверок составных частей этого тракта, опробован при проверках КА «Монитор-Э» и «KazSat» и дал положительные результаты.

Сказанное можно проиллюстрировать, используя «регулярную» форму записи схемы алгоритма (т.н. РСА), предложенную в работах академика В.М. Глушкова [1]. Классический метод (алгоритм) интегральной проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс в РСА имеет вид:

$$BK[\Omega] \wedge F\{\Omega; K, Д, ПО СУ, ИО, K(M_y)\} \wedge BK[ИО, K(M_y)], \quad (1)$$

где $BK[]$ — операция визуального контроля; $F\{ \}$ — процесс управления движением вокруг центра масс; $\wedge$ — знак логической операции «И»; Ω — вектор воздействующей угловой скорости; K — конструкция КА; $Д$ — работа датчика, измеряющего Ω ; $ПО СУ$ — работа программного обеспечения СУ, выполняющего алгоритм управления движением вокруг центра масс; $ИО$ — работа исполнительных органов; $K(M_y)$ — конструкция КА в части размещения исполнительных органов для реализации ВУМ (M_y).

Предлагаемый метод (алгоритм) суперпозиции результатов проверок полярности составных частей тракта управления движением вокруг центра масс имеет вид:

$$BK[\Omega_{ТМИ}] \wedge F\{\Omega; K, Д, ПО СУ, ИО, K(M_y)\} \wedge BK[ИО_{ТМИ}], \quad (2)$$

где описание $BK[]$; $F\{ \}$, $\wedge$, Ω , K , $ПО СУ$, $K(M_y)$ аналогичны приведенным в (1); $\Omega_{ТМИ}$ — ТМИ о векторе Ω , измеряемом в данном случае ГИВУС; $Д$ — работа датчика, измеряющего Ω , в данном случае ГИВУС; $ИО$ — работа исполнительных органов, в данном случае двигателей-маховиков из состава КУДМ; $ИО_{ТМИ}$ — ТМИ о формируемых СУ кодах управляющей КУДМ информации.

Метод (алгоритм) суперпозиции (2) справедлив при условии выполнения работ по проверкам 1), 2), 3), 4), которые в РСА имеют вид:

$$1) \quad BK[K_{КА}, Д_{ГЧ}], \quad (3)$$

где описание операции $BK[]$ — в (1); $K_{КА}$ — компоновочные чертежи КА и установочные чертежи ГИВУС; $Д_{ГЧ}$ — габаритный чертеж ГИВУС;

$$2) \quad BK[K_{КА}, ИО_{ГЧ}], \quad (4)$$

где описание операции $BK[]$ — в (1); $K_{КА}$ — компоновочные чертежи КА и установочные чертежи КУДМ; $ИО_{ГЧ}$ — габаритный чертеж двигателя-маховика (ДМ) из состава КУДМ;

$$3) \quad BK[\Omega] \wedge F\{\Omega; Д, \Omega_{ТМИ}\} \wedge BK[\Omega_{ТМИ}], \text{ тогда } BK[\Omega] \equiv BK[\Omega_{ТМИ}], \quad (5)$$

где описание сокращений аналогично приведенным в (1) и (2);

$$4) \quad BK[M_y] \wedge F\{УИ, ОИ, ИО_{ТМИ}\} \wedge BK[ИО_{ТМИ}],$$

тогда

$$BK[M_y] \equiv BK[ИО_{ТМИ}], \quad (6)$$

где описание сокращений аналогично приведенным в (1) и (2); M_y — управляющий момент, создаваемый ДМ из состава КУДМ; $ИИ$ — код управляющей КУДМ информации.

В заключение следует отметить, что ни общепринятый метод интегральной проверки полярности, ни предлагаемый метод проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс с использованием суперпозиции результатов проверок составных частей тракта не могут считаться абсолютно надежными, так как в обоих присутствует «человеческий фактор» и, как следствие, возможны ошибки. Для исключения неправильной полярности в тракте управления движением КА вокруг центра масс в современных СУ предусматривается возможность изменять знаки либо проекций вектора угловой скорости, либо проекций вектора управляющего момента на оси КА во время полета.

Список литературы

Глушков В.М. и др. О языках описания данных в автоматизированной системе проектирования вычислительных машин // Кибернетика. 1970. № 6.

Особенности технологических процессов заправки ракет-носителей тяжелого класса

*А.Г. Гусев, В.Л. Иванов, В.Б. Лаишевский,
Е.И. Постоюк*

Заправка ракеты-носителя компонентами топлива является одним из главных технологических процессов ракетно-космического комплекса при предстартовой подготовке и пуске ракет-носителей (РН). Существуют два вида заправки РН (без разгонного блока) — с использованием передвижных или стационарных средств заправки компонентами топлива.

В широком смысле заправку можно разделить на следующие составные части:

- подготовка компонентов топлива к заправке РН;
- операция заправки ракеты-носителя компонентами топлива (КТ);
- расчет фактической весовой дозы КТ в баках ракеты-носителя.

В статье рассматривается влияние нового требования по увеличению весовой дозы компонентов топлива I ступени РН на технологический процесс подготовки к заправке РН стационарными средствами стартового комплекса. Для сравнения приводится установившийся технологический процесс подготовки КТ к заправке РН со стабильными оптимальными техническими требованиями. Один из видов взаимосвязи пневмогидравлических систем РН и наземных средств заправки пусковой установки стартового комплекса («ЗЕМЛЯ-БОРТ») представлен на рис. 1.

Подготовка компонента топлива к заправке рассматривается на примере РН «Протон».

Основная задача подготовки компонентов топлива к заправке заключается в создании определенными технологическими операциями необходимых начальных физических свойств КТ, обеспечивающих на активном участке траектории необходимые требования. Подготовка компонентов топлива в емкостях хранилищ «О» и «Г» осуществляется двумя технологическими операциями

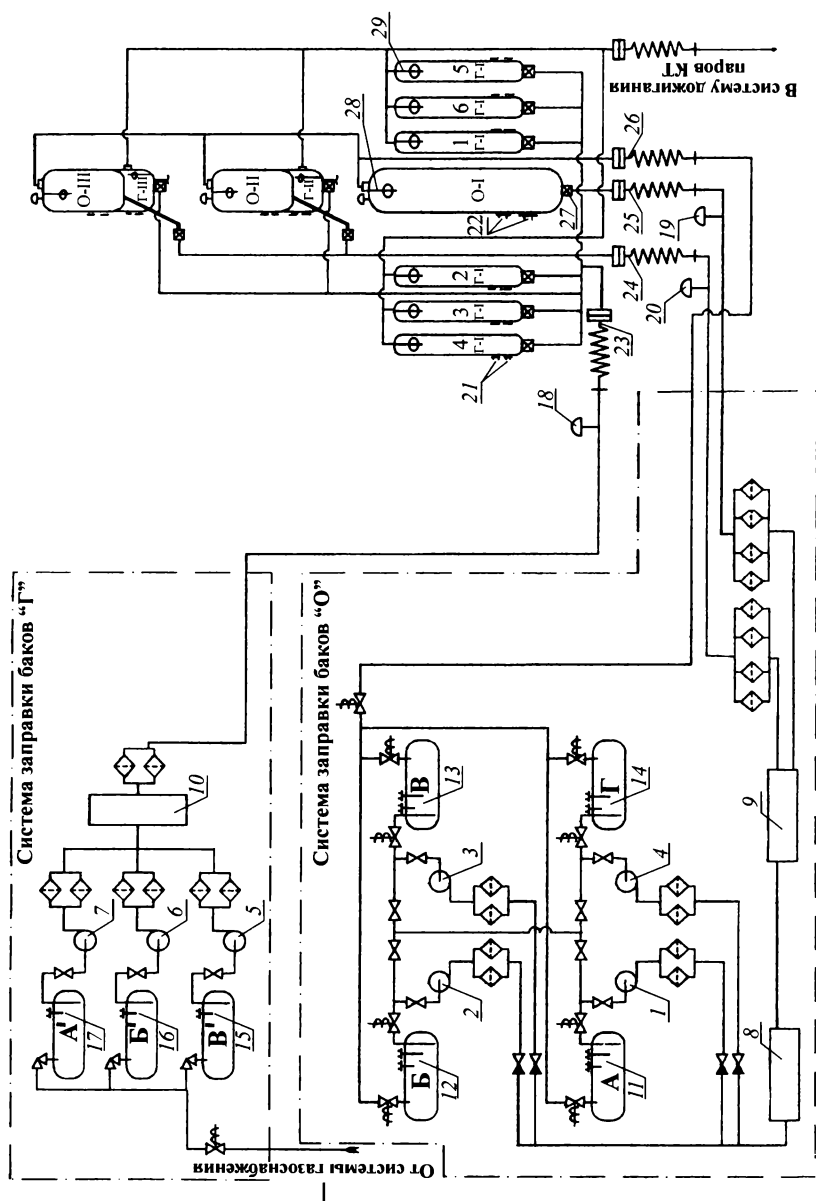


Рис. 1. Комплексная пневмогидравлическая схема заправки РН на СК (схема «ЗЕМЛЯ — БОРТ»);

А, Б, В, Г — емкости хранения окислителя; А', Б', В' — емкости хранения горючего; 1, 2, 3, 4 — насосы окислителя; 5, 6, 7 — насосы горючего; 8, 9, 10 — блоки клапанов; 11, 12, 13, 14 — датчики температуры окислителя в емкостях хранения; 15, 16, 17 — датчики температуры горючего в емкостях хранения; 18, 19, 20 — датчики давления ДМ7, ДМ17 и ДМ18; 21 и 22 — клееные датчики температуры, типовые для всех баков РН; 23, 24, 25, 26 — наполнительные соединения (НС); 27 — заправочно-сливной клапан бака «О!» (ЗСК-О!); 28 — датчик СКУ бака «О!», типовой для баков окислителя РН; 29 — датчик СКУ бака «Г!», типовой для баков горючего РН

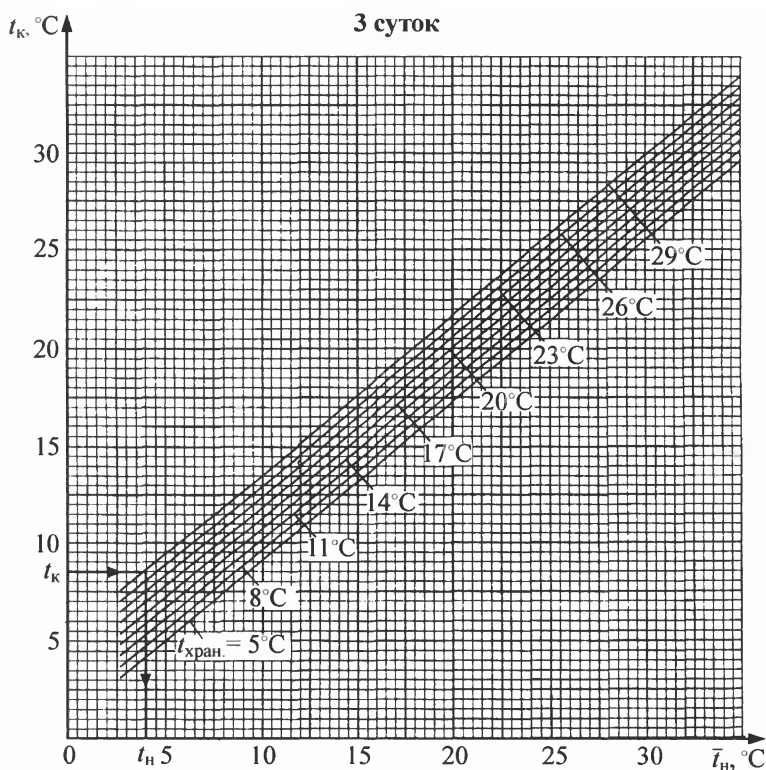


Рис. 2. Зависимость температуры окислителя в емкостях хранилища от начальной температуры при $t_{окр} = \text{const}$ и $\tau = \text{const}$ (3 суток — десорбция воздуха). Типовой график: t_n — начальная температура окислителя перед десорбцией воздуха; t_k — расчетная температура в конце десорбции воздуха

(после проведения химического анализа КТ на соответствие требованиям ГОСТов): 1) охлаждение (нагрев) компонентов топлива; 2) выдержка в статическом состоянии компонентов топлива для десорбции (выделения) растворенного газа.

Подготовка КТ начинается с охлаждения (нагрева) окислителя и горючего от исходной температуры $t_{исх}$ системой термостатирования до начальной температуры t_n , которая предварительно оценивается по графику (рис. 2) при определенном времени выдержки:

$$t_n = f(t_k, t_{окр}). \quad (1)$$

Здесь t_k — расчетная температура в конце процесса десорбции газа в КТ,

$$t_k = t_{к.з} - \Delta t_{нас} - \Delta t_{изд}, \quad (2)$$

где $t_{к.з}$ — принятая температура КТ в баках после заправки РН; выбирается из условия получения совместимости с t_n и $t_{ст}$ ($t_{ст}$ — расчетная тем-

пература КТ в баках перед проведением пуска РН) при $t_{\text{ст}} < t'_{\text{ст.п.д}}$ для рассматриваемого летнего периода времени с возможным нагревом КТ от солнечной радиации [3]; $\Delta t_{\text{нас}} = 1,5^\circ\text{C}$ — приращение температуры КТ в результате нагрева насосами и стенкой трубопровода системы заправки; $\Delta t_{\text{изд}}$ — приращение температуры КТ из-за нагрева (охлаждения) конструкцией бака,

$$\Delta t_{\text{изд}} = f|\pm(t_{\text{нар}} - t_{\text{к.з}})| = 0,1 \dots 0,75^\circ\text{C}, \quad (3)$$

где $\Delta t_{\text{нар}}$ — температура окружающего воздуха.

Температуры $t_{\text{н}}$, $t_{\text{к.з}}$, $t_{\text{ст}}$ должны быть взаимосвязаны с соблюдением индивидуальных нормативных требований. Температура компонентов топлива в баках ракеты на момент старта $t_{\text{ст}}$ зависит от ряда параметров, таких как температура окружающего воздуха, скорость ветра, геометрия бака, теплоемкость заправленного бака, время дежурства ракеты-носителя в заправленном состоянии, температура КТ в баках после окончания заправки $t_{\text{к.з}}$.

При эксплуатации РН используются специальные номограммы, которые представлены на рис. 3 (для летнего периода) и на рис. 4. Эта методика оценки $t_{\text{ст}}$ подтверждается эксплуатацией РН «Протон» при достаточном запасе топлива.

Особенностью технологической операции термостатирования КТ является то, что она сопровождается побочным отрицательным событи-

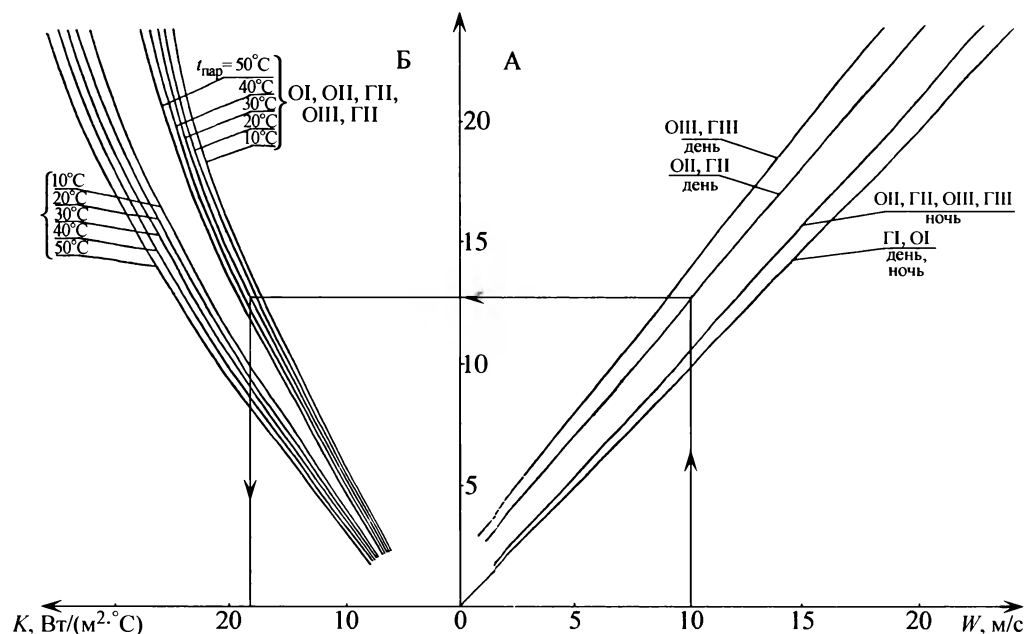


Рис. 3. Номограммы определения коэффициента теплопередачи k в зависимости от скорости ветра W и температуры наружного воздуха t , $^\circ\text{C}$ (летний период)

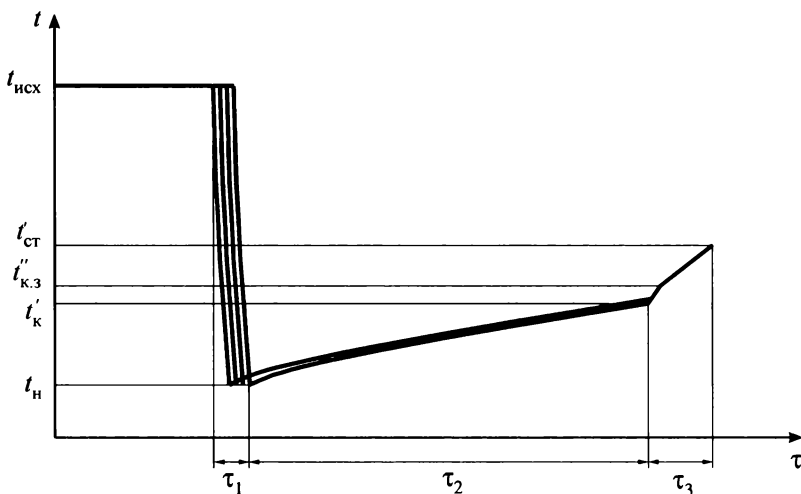


Рис. 5. Характер зависимости температуры КТ от времени и различных внешних условий:

τ_1 — время термостатирования КТ в емкостях хранилища; τ_2 — время десорбции газа из КТ; τ_3 — время заправки и дежурства РН на СК; $t_{исх}$ — исходная температура КТ в емкостях хранилища; $t_н$ — начальная температура перед процессом десорбции газа из КТ; $t'_к$ — фактическая температура в конце десорбции газа, замеренная датчиками (поз. 11...17, рис. 1); $t''_{к.з}$ — фактическая температура КТ в баках после окончания заправки РН, замеренная датчиками (поз. 21 и 22, рис. 1) с поправками [3]; $t'_{ст}$ — фактическая температура КТ в баках перед проведением пуска РН, замеренная датчиками (поз. 21, 22, рис. 1), с поправками [3]

заправки, и отклонения удельного веса по сортности КТ [4]. Общая аналитическая функция имеет следующий вид:

$$V_{t_{раб}}^{прив} = f(G, t'_{к.з}(\gamma_{t_{к.з}}), \gamma_{20^\circ}). \quad (4)$$

Здесь $V_{t_{раб}}^{прив}$ — расчетная объемная рабочая доза КТ, приведенная к температуре 15°C после тарировки баков; $t'_{к.з}$ — температура КТ в баке (рассчитанная по фактической $t'_к$) после окончания заправки, соответствующая удельному весу определенной сортности γ_{20° ; $\gamma_{тк.з}$ — удельный вес КТ в баках РН при температуре окончания заправки; γ_{20° — удельный вес КТ определенной сортности при $t = 20^\circ\text{C}$;

$$t'_{к.з} = t'_к + \Delta t_{нас} \pm \Delta t_{изд}, \quad (5)$$

где $t'_к$ — фактическая температура КТ в емкостях хранилища в конце десорбции газа, на момент расчета $V_{t_{раб}}^{прив}$; $\Delta t_{нас} = 1,5^\circ\text{C}$ — приращение температуры КТ от насосов и стенок трубопроводов системы заправки; $\Delta t_{изд}$ — приращение температуры КТ от нагрева (охлаждения) конструкцией баков $0,1...0,75^\circ\text{C}$ [3].

По индивидуальным таблицам тарировки баков выбирается приведенная к 15 °С величина объема для заправки $V_{\text{запр}}^{\text{прив}}$ с минимальным абсолютным отклонением от $V_{\text{т раб}}^{\text{прив}}$ и соответствующим ему номером уровня СКУ (системы контроля уровня).

Важное значение для свободного объема бака «ОИ» с увеличенной весовой дозой заправки имеет приращение $\Delta V_{\text{запр}}^{\text{прив}}$ от расхождения $V_{\text{запр}}^{\text{прив}}$ и $V_{\text{т раб}}^{\text{прив}}$:

$$\Delta V_{\text{запр}} = |\pm(V_{\text{запр}}^{\text{прив}} - V_{\text{т раб}}^{\text{прив}})|. \quad (6)$$

При готовности всех служб производится заправка РН с регистрацией основных параметров процесса, в том числе температуры и давления КТ за насосами, перед дополнительными соединениями (НС) с РН, в баках РН и команды системы контроля уровня (СКУ) в текущий момент времени.

Регистрация параметров производится дистанционными средствами измерения контрольно-измерительной системы. После окончания заправки баков РН компонентами топлива производится контроль фактической температуры $t_{\text{к.з}}''$ и номеров фактических уровней КТ системой контроля уровня. РН переводится в режим дежурства и параллельно производится расчет фактических весовых доз КТ в баках РН. В течение дежурства РН в готовности к пуску температура компонентов топлива в баках повышается (понижается) от внешних метеорологических условий, особенности конструкции РН и времени дежурства на ПУ. Графически качественное изменение температуры КТ в системе «ЗЕМЛЯ–БОРТ» по времени показано на рис. 5.

В период заправки и дежурства РН до пуска происходит повторное растворение (абсорбция) газа наддува в компонентах топлива до суммарной концентрации C_o'' по окислителю и $C_{\text{г}}''$ по горючему, ниже предельно допустимых величин соответственно $C_{o, \text{доп}}$ и $C_{\text{г}, \text{доп}}$. Этот результат экспериментально получен в баках III ступени РН «Протон» как наиболее критичных для подтверждения технологического процесса десорбции при подготовке КТ в емкостях хранилища.

Проведя заправку ракеты-носителя, по фактическим температурам КТ после окончания заправки $t_{\text{к.з}}''$ и фактическим номерам уровней определяется фактическая весовая доза компонентов топлива $G_{\text{к}}$ в баках РН по формуле

$$G_{\text{к}} = V_{\text{к}} \gamma_{\text{к}}, \quad (7)$$

где $V_{\text{к}}$ — объем, занимаемый КТ в баках в момент контроля уровня; $\gamma_{\text{к}}$ — удельный вес КТ в баках при температуре в момент контроля уровня;

$$V_{\text{к}} = \kappa_{\text{т}} V_{\text{контр.ур}}^{\text{прив}} + \Delta V_{\text{деф}}, \quad (8)$$

где $V_{\text{контр.ур}}^{\text{прив}}$ — объем, соответствующий номер уровня СКУ при контроле уровня КТ (условно принимается положение поплавка датчика СКУ в среднем значении рабочего интервала номера уровня). Значение $V_{\text{контр.ур}}^{\text{прив}}$ берется из индивидуальной таблицы тарировки баков; $\Delta V_{\text{деф}}$ — величина деформации бака от столба КТ и давления наддува бака;

$$V_{\text{контр.ур}}^{\text{прив}} = V_{\text{запр}}^{\text{прив}} + \Delta V_i^{\text{прив}}, \quad (9)$$

где $\Delta V_i^{\text{прив}}$ — поправка, учитывающая дискретность датчика СКУ. Образуется при условном переводе поплавка датчика с фактического его положения (начало интервала уровня N) в среднее значение интервала уровня N . Величина $\Delta V_i^{\text{прив}}$ для баков:

Бак	ОI	ГI	ОII	ГII	ОIII	ГIII
$\Delta V_i^{\text{прив}}$, л.	466...363	56	215...105	164...77	88...29	95...66

Использование этой условной поправки вносит существенную погрешность. Фактическая поправка, близкая к действительности, может определяться после заправки с использованием записей информации наземной контрольно-измерительной системы.

Окончание заправки баков РН «Протон» характеризуется следующей особенностью. Датчик СКУ выдает сигнал «СТОП» на прекращение заправки баков при нахождении поплавка в начале интервала расчетного уровня N . Однако после этого заправка баков продолжается еще некоторое время, пока не сработает функциональная заправочная арматура (блок клапанов, заправочно-сливные клапаны РН) и не выключатся насосы. Эта перезаправка вносит определенную погрешность $\Delta V_{\text{к}}$. Для контроля уровня в тарировочные таблицы внесена условная поправка ΔV_i , переводящая замеренный объем на среднее значение интервала уровня N . Без определения $\Delta V_{\text{к}}$ суммарная погрешность при этом остается неизвестной величиной:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_i^{\text{прив}} - \Delta V_{\text{к}}. \quad (10)$$

Это может отразиться на точности заправки баков; при определенных метеорологических условиях в летний период могут быть получены ложные сведения о свободном объеме некоторых баков (меньше предела нормированной величины).

В период эксплуатации ракет-носителей возникает потребность увеличить весовую дозу заправки. Примером может быть РН «Протон», на которой появилась необходимость увеличить весовую дозу в баке I ступени на 3000 кг. При отсутствии конструктивной возможности бака «ОI» для заправки окислителя с соответствующим увеличением весовой дозы был видоизменен технологический процесс подготовки окислителя к заправке для получения:

- температуры окислителя в баке I ступени после окончания заправки $t_{к.з}'' < t_{к.з.п.д}$,
- предстартовой температуры окислителя в баке I ступени $t_{ст}' < t_{ст.п.д}$, где $t_{к.з.п.д}$ — новая пониженная предельно допустимая температура окислителя после заправки бака «ОI»; $t_{ст.п.д}$ — новая пониженная предстартовая предельно допустимая температура окислителя в баке «ОI».

Кроме того, была дооборудована система термостатирования КТ и проведены на ней ремонтные работы с целью понижения температуры хладагента, увеличения машинного времени охлаждения КТ для получения минимальной начальной температуры t_n компонентов топлива $+3^\circ\text{C}$ вместо $+5^\circ\text{C}$. Это уменьшение начальной температуры создает положительное приращение заправляемой весовой дозы окислителя.

Усложняется технологический процесс подготовки окислителя к заправке РН: вводится предварительный технологический цикл — I этап — с целью прогнозирования параметров окислителя заключительного технологического цикла — II этапа. Это относится только к летнему периоду времени.

I этап подготовки окислителя к заправке начинается охлаждением окислителя в емкостях хранилища с исходной температурой $t_{исх}$ до начальной температуры $t_n = +3^\circ\text{C}$ за 8–9 сут до заправки РН. Термостатирование КТ сопровождается побочным событием — насыщением окислителя воздухом при $p = 2,6...2,9$ кгс/см² в емкостях хранилища до концентрации $C_{O_{Iэт}}$. Затем производится в течение трех суток выдержка окислителя в статическом состоянии при $p = 0...0,05$ кгс/см² для десорбции воздуха из компонента. В конце десорбции устанавливаются температура и концентрация растворенного воздуха в окислителе $t_{кIэт}'$ и $C_{O_{Iэт}}'$.

В период между этапами I и II, за 4 сут до заправки РН, проводятся анализ результатов и прогнозирование на базе I этапа ожидаемой температуры окислителя в емкостях хранилища в конце II этапа $t_{к.ож}'$.

II этап подготовки окислителя к заправке начинается с повторного термостатирования (охлаждения) окислителя до температуры $t_n = +3^\circ\text{C}$, сопровождаемого насыщением окислителя до концентрации $C_{O_{IIэт}}$. За 3 сут до заправки РН проводится десорбция воздуха из окислителя, в результате чего устанавливаются температура и газосодержание окислителя в емкостях хранилища $t_{к}'$ и $C_{O_{IIэт}}'$. Поэтапная подготовка КТ к заправке показана на рис. 6.

В процессе прогнозирования между этапами I и II температурного параметра $t_{ст}$, характеризующего достаточность свободного объема в баке «ОI», может появиться необходимость определить этот объем на базе статистической телеметрической информации по заправке РН «Протон».

Из описания СКУ известно, что выдача любого сигнала, в том числе и команды «СТОП», для различных уровней происходит в начале интервала уровня. Эта закономерность должна соблюдаться при тарировке баков и при их заправке. При тарировке баков по выдаче сигнала

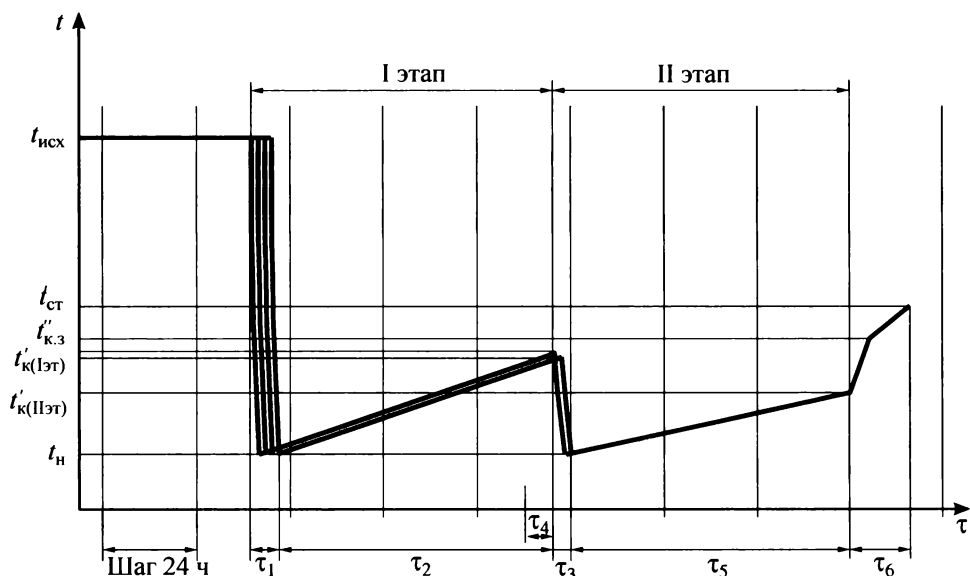


Рис. 6. Характер зависимости температуры от времени и внешних условий при подготовке окислителя к заправке в два этапа:

τ_1 — время охлаждения окислителя в емкостях хранилища (I этап); τ_2 — время десорбции воздуха из окислителя (I этап); τ_3 — время охлаждения окислителя в емкостях хранилища (II этап); τ_4 — время анализов результатов I этапа; τ_5 — время десорбции воздуха из окислителя (I этап); τ_6 — время заправки и дежурства РН на СК; $t_{исх}$ — исходная температура окислителя в емкостях хранилища; t_n — начальная температура перед процессом десорбции воздуха из окислителя (I этап); $t'_{к(Iэт)}$, $t'_{к(IIэт)}$ — фактическая температура в конце десорбции воздуха из окислителя I и II этапов, замеренная датчиками (поз. 11...14, рис. 1); $t'_{к.з}$ — фактическая температура окислителя в баке I ступени после окончания заправки РН, замеренная датчиками (поз. 22, рис. 1), с поправкой [3]; $t'_{ст}$ — фактическая температура окислителя в баке I ступени перед проведением пуска РН, замеренная датчиками (поз. 22, рис. 1), с поправкой [3]

«СТОП» регистрируется № и $V_{запр}^{прив}$ (номер и объем) для процесса заправки. Для определения фактической весовой дозы создана другая таблица тарировки с увеличением $V_{запр}^{прив}$ на $\Delta V_i^{прив}$ (пол-интервала уровня в объемном выражении), что вносит существенную погрешность в формулу (9). Эту поправку $\Delta V_i^{прив}$ можно уменьшить до ΔV_k , используя телеметрическую информацию наземной контрольно-измерительной системы: запись команды СКУ и характер давления окислителя на входе в наполнительные соединения в период окончания заправки. Формула (9) примет вид:

$$V_{факт}^{прив} = V_{запр}^{прив} + \kappa_i \Delta V_k, \quad (11)$$

где $V_{факт}^{прив}$ — приведенная фактическая объемная доза КТ в момент окончания заправки бака; $\kappa_i \Delta V_k$ — приведенная поправка, учиты-



Рис. 7. Регистрация сигнального параметра «команда «Внимание-1» для перевода заправки окислителем баков РН на «малый расход»:
время — 4112,400 с

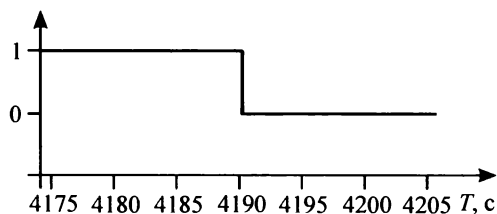


Рис. 8. Регистрация сигнального параметра «команда «СТОП» на прекращение заправки окислителем баков РН:
время — 4190,125 с

вающая запаздывание окончания заправки после команды «СТОП» по СКУ.

Ввиду малого отклонения коэффициента $\kappa_t = f(t)$ от единицы принимаем $\kappa_t = 1$ и $\kappa_t \Delta V_K = \Delta V_K$.

Рассмотрим на примере заправки бака «ОІ» принцип методического определения ΔV_K с использованием записи информации наземной контрольно-измерительной системы при заправке РН «Протон» (это целесообразно для бака «ОІ» в связи с увеличением весовой дозы заправки І ступени РН «Протон» на 3 т).

1. Определение объемного расхода окислителя в период окончания заправки бака «ОІ» от команды «ВНИМАНИЕ І» до — «СТОП» по СКУ.

Между командами «ВНИМАНИЕ І» и «СТОП» поплавков датчика СКУ проходит $n = 6$ интервалов уровней датчика. По индивидуальной таблице тарировки бака «ОІ» для РН «Протон» шесть интервалов уровней составляют суммарный объем $\Delta V_{OI} = 5005$ л. Команда «ВНИМАНИЕ-І» проходила в момент времени $\tau_{\text{вн І}} = 4112,400$ с (рис. 7), команда «СТОП» — в момент времени $\tau_{\text{стоп}} = 4190,125$ с (рис. 8). Отсюда объемный расход будет равен:

$$V_{OI} = \frac{\Delta V_{OI}}{\tau_{\text{стоп}} - \tau_{\text{вн І}}} = \frac{5005}{4190,125 - 4112,400} = 64,4 \text{ л / с.}$$

2. Определение времени запаздывания закрытия ЗСК-ОІ, выключения насоса и закрытия блока клапанов проводилось по типовому графику давления окислителя в трубопроводе подачи (параметр ДМ-17) в период окончания заправки бака «ОІ» ракеты-носителя «Протон». Из рис. 9 видно, что после команды «СТОП» датчик давления ДМ-17, установленный на входе в НС у ракеты-носителя, продолжает показывать в течение $\Delta \tau_{\text{реж}} = 0,6$ с давление режима заправки РН. Затем по датчику ДМ-17 идет спад давления от выключения насоса и закрытия блока клапанов. ЗСК-ОІ РН «Протон» закрылся полностью на нижней точке спада давления $p = 2,1$ кгс/см². Его резкое закрытие создало гидродинамический удар с возмущением в системе, который наложился на дальней-

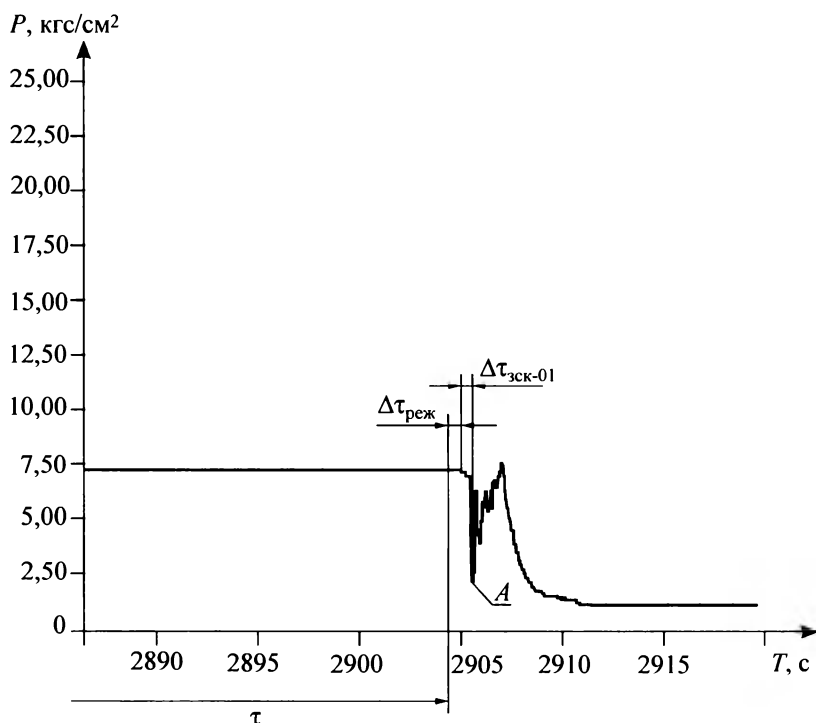


Рис. 9. Изменение давления окислителя на входе в насосную станцию после команды «СТОП»: отсчет времени до команды «СТОП» — 2904,400 с; давление — 7,16 кгс/см²; τ — момент времени выдачи команды «СТОП»; $\Delta\tau_{\text{реж}}$ — время продолжения работы насосов 1–3 (2–4) на режиме заправки от команды «СТОП» до выключения насосов (блока клапанов); $\Delta\tau_{\text{зск-01}}$ — время падения давления с режима заправки до точки «А» (закрытия ЗСК-01)

шие гидродинамические процессы, внесенные опорожнением системы заправки. Непосредственно после закрытия ЗСК-01 датчик ДМ-17 зафиксировал рост давления с высокочастотными колебаниями. Полное закрытие ЗСК-01 произошло за $\Delta\tau_{\text{зск-01}} = 0,7$ с (от начала спада давления до точки А). Таким образом, с большой вероятностью можно считать, что после команды «СТОП» бак «О1» заправлялся еще в течение $\Delta\tau_{\Sigma} = \Delta\tau_{\text{реж}} + \Delta\tau_{\text{зск-01}} = 0,6 + 0,7 = 1,3$ с.

Условно принимаем, что в течение 1,3 с расход окислителя был равен «малому расходу» — после команды «ВНИМАНИЕ-1» СКУ. Отсюда перезаправка бака «О1» равна

$$\Delta V_k = V_{\text{О1}} \tau_{\Sigma} = 64,68 \cdot 1,3 = 83,7 \text{ л.}$$

Сравнивая ΔV_i и ΔV_k , получим увеличение свободного объема бака $\Delta V_{\text{св.об}}$:

$$\Delta V_{\text{св.об}} = \Delta V_{\Sigma} = \Delta V_i - \Delta V_k = 466 - 83,7 = 382,3 \text{ л.}$$

Это равносильно увеличению предельно допустимой температуры окислителя после окончания заправки на $\Delta t_{\text{к.з}} = (1,0 \dots 1,3)^\circ\text{C}$, т.е. $t'_{\text{к.з.доп}} = t_{\text{к.з.доп}} + \Delta t_{\text{к.з.}}$.

Рассмотренный частный случай подготовки КТ подтверждает наличие технического резерва работоспособности наземных средств заправки, что позволило развить технологический процесс подготовки компонентов топлива для новых требований ДУ и улучшить энергомассовые характеристики РН «Протон».

Наряду с объясненными в тексте статьи приняты следующие сокращения и условные обозначения:

ЗСК-ОИ — заправочно-сливной клапан бака «ОИ»;

КЗ — конец заправки;

НС — наполнительное соединение;

$t_{\text{ст}}$ — расчетная температура КТ в баках перед проведением пуска РН;

$t'_{\text{ст.п.д}}$ — предельно допустимая температура КТ в баках перед пуском РН;

$t'_{\text{ст}}$ — фактическая температура КТ в баках перед проведением пуска РН;

G — расчетная весовая доза;

$V_{\text{прив}}^{\text{раб}}$ — расчетная объемная рабочая доза КТ, приведенная к температуре тарирования баков;

κ_t — коэффициент, учитывающий тепловое расширение материала бака;

ΔV_{Σ} — превышение условной поправки над реальной погрешностью;

$\Delta V_i^{\text{прив}}$ — поправка, учитывающая дискретность датчика СКУ;

$\Delta V_{\text{к}}$ — реальная погрешность заправки баков РН;

$V_{\text{факт}}^{\text{прив}}$ — приведенная фактическая объемная доза КТ в момент окончания заправки бака РН;

$\Delta t_{\text{реж}}$ — время заправки бака «ОИ» после команды «СТОП» с давлением заправки;

$\Delta t_{\text{зск-ои}}$ — время спада давления заправки и закрытия ЗСК-ОИ;

Δt_{Σ} — суммарное время задержки фактического прекращения заправки бака «ОИ»;

$\Delta V_{\text{ОИ}}$ — суммарный объем шести интервалов уровней тарировочной таблицы;

$\dot{V}$ — объемный расход в режиме «малого расхода»;

$t'_{\text{к.з.доп}}$ — потенциальная предельно допустимая температура окислителя в баке «ОИ» после окончания заправки;

$t_{\text{окр}}$ — температура окружающей среды хранилища;

$\tau_{\text{вн I}}$ — момент времени выдачи команды «ВНИМАНИЕ-I»;

$\tau_{\text{стоп}}$ — момент времени выдачи команды «СТОП».

Список литературы

1. **Космонавтика:** Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия, 1985. 528 с.

2. **Отработка** пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД / Д.А. Полухин, В.М. Орещенко, В.А. Морозов. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.

Имитационное моделирование процессов подготовки РКТ к эксплуатации с учетом нештатных ситуаций при построении учебно-тренировочных комплексов

А.В. Альбрехт, А.Г. Гусев, А.В. Чалый

На современном уровне развития сложных технических систем все большее внимание исследователей и разработчиков учебно-тренировочных средств (УТС) и на их основе учебно-тренировочных комплексов (УТК) привлекают проблемы формирования у специалистов необходимых «интеллектуальных» навыков, позволяющих принимать правильные решения по эксплуатации сложных систем, в частности, в различных непредвиденных случаях. К таким случаям можно отнести, например, нештатные ситуации (НшС) в ходе подготовки ракетно-космической техники (РКТ), неисправности технологического оборудования, отклонения в ходе технологических процессов и т.п.

Как правило, создававшиеся ранее учебные и тренировочные средства, представленные в виде научных фильмов, методических указаний, препарированных образцов изделий, позволяли изучать только устройство и принцип функционирования объекта эксплуатации. Современные УТС, создаваемые с использованием достижений в области информационных технологий, предназначены для профессиональной подготовки и тренировки руководящего и обслуживающего персонала. Они строятся на основе моделирования этапов эксплуатации комплекса и его составных частей, а также моделирования работы наиболее сложных систем во всех режимах их функционирования и анализа качества усвоения изучаемых и отрабатываемых учебных задач, в том числе отработки различных нештатных ситуаций.

В сложных организационно-технических системах, таких как система эксплуатации изделий РКТ, необходимо анализировать не только и не столько изменение параметров, сколько изменение свойств этих систем. Поскольку большое число свойств технических систем имеют качественный характер, они не могут быть адекватно представлены сетевыми и функциональными моделями.

Модели таких систем должны позволять анализировать не только изменение параметров, но и изменение состава и состояния структурных элементов. По изменению параметров можно судить об изменении состояния объекта моделирования. Однако для более полного анализа изменение свойств или состава должно быть представлено в более эффективном виде.

Для решения задач анализа, оптимизации, согласования различных характеристик процессов при исследовании поведения сложных технических систем, систем проектирования, принятия решений, систем контроля операций и тем более при создании УТС в настоящее время широко применяются методы имитационного моделирования (ИМ) [1, 2, 3, 5].

Основное достоинство имитационных моделей заключается в том, что их применение возможно в следующих случаях:

1) не существует законченной математической постановки задачи либо не разработаны аналитические методы решения сформулированной модели;

2) аналитические методы имеются, но математические процедуры сложны и трудоемки;

3) аналитические решения существуют, но их реализация невозможна вследствие недостаточной математической подготовки персонала;

4) имитационное моделирование может оказаться единственной возможностью изучения системы или процесса, что обуславливается трудностями в постановке эксперимента и наблюдением явлений в реальных условиях (например, космические полеты);

5) кроме оценки определенных параметров желательно осуществить наблюдение за ходом процесса во время эксперимента;

6) для длительного действия систем или процессов может понадобиться сжатие временной шкалы. ИМ дает возможность полностью контролировать время изучаемого процесса, поскольку явление может быть замедлено либо ускорено по желанию исследователя.

Имитационная модель строится на «прямом» описании моделируемого объекта (системы, процесса), обеспечивая структурное подобие объекта и модели. При этом каждому существенному с точки зрения решаемой задачи элементу ставится в соответствие элемент модели. Работа с имитационной моделью заключается в проведении вычислительного эксперимента, что позволяет сократить затраты на создание материальной базы для проведения натурных экспериментов на изделиях РКТ, а в случаях моделирования нештатных и аварийных ситуаций вообще является единственным решением. Как инструмент исследования сложных систем имитационное моделирование включает в себя [4, 5]:

1) методологию построения системных моделей;

2) методы алгоритмизации объектов;

3) методы и средства построения программных реализаций имитаторов;

4) организацию имитационных экспериментов;

5) методы обработки данных и анализа результатов.

Таким образом, ИМ — это процесс создания модели реальной системы и постановки экспериментов на этой модели с целью либо понять поведение системы, процесса, либо оценить различные стратегии, обеспечивающие функционирование данной системы и протекание процесса.

Хотя математическая и физическая структуры модели могут быть очень сложными, основы их построения всегда просты. В самом общем виде структуру модели можно представить в следующем виде:

$$E = f(x_i, y_j),$$

где E — результат действия системы; x_i — переменные и параметры, которыми мы можем управлять; y_j — переменные и параметры, которыми

мы не можем управлять; f — функциональная зависимость между x_i и y_j , которая определяет величину E .

Таким образом, функционирование системы и протекание процесса зависят как от контролируемых, так и от неконтролируемых параметров и переменных, и каждая имитационная модель представляет собой комбинацию таких составляющих, как параметры, функциональные зависимости, ограничения, целевые функции. Среди главных проблем построения имитационных моделей можно выделить следующие:

1) формирование модели и целей моделирования на основе изучения моделируемого объекта с учетом знания законов, управляющих этим объектом;

2) структуризация модели с целью представления ее в виде, пригодном для проведения компьютерного эксперимента;

3) создание внутреннего универсального математического обеспечения;

4) создание методов качественного и количественного анализа общих моделей сложных систем;

5) разработка методов обработки и анализа результатов моделирования.

Процесс функционирования реальной системы распадается на ряд процессов функционирования отдельных объектов, описываемых элементарными операциями, которые протекают одновременно или параллельно. Одна из методик имитационного моделирования поведения объектов, систем, протекания процессов — это теория сетей Петри, реализующая принцип модульности и принцип структурного подобия [3, 5]. Моделирование процессов с помощью сетей Петри основано на взаимодействии событий и условий. Событие — это действие, происходящее в системе, а условие — логическое описание состояния системы (ложь-истина). Условия делятся на «предусловия» события, определяющие реализацию событий, и «постусловия» — следствия прошедшего события. События в сетях Петри представляются переходами, условия — позициями. Входы перехода представляют собой предусловия, выходы перехода — постусловия соответствующего события. Математический аппарат формализации событий в виде сетей Петри представлен в статье «Формализация процессов в описании технологических операций подготовки ракет-носителей тяжелого класса к применению» (см. с. 313 настоящего сборника).

Функционирование сети Петри — это последовательная смена маркировок в результате срабатывания возбужденных переходов. Состояние сети в данный момент определяется ее текущей маркировкой.

Одной из особенностей сетей Петри и их моделей является параллелизм или одновременность. В модели сети Петри два разрешенных взаимодействующих события могут происходить независимо друг от друга, но при необходимости их легко синхронизировать. Таким образом, сети Петри представляются идеальными для моделирования систем с распределенным управлением, в которых несколько процессов выполняются одновременно. Другая важная особенность се-

тей Петри — их асинхронная природа. Отсутствие в сети Петри измерения или течения времени решается при переходе к аппарату временных сетей Петри. На рис. 1 показана таблица инцидентности для входной I и выходной O функций. На рис. 1 приняты обозначения: T_1 — начало работ; T_2 — подготовка технологического оснащения к работе; T_3 — замер параметров в зале; T_4 — определение контрольных параметров; T_5 — контроль давления в баках высокого давления (ВД); T_6 — контроль давления в шаробаллонах (ШБ); T_7 — контроль давления в ПГС; T_8 — контроль давления в баках низкого давления (НД); T_9 — запись в формуляр; T_{10} — окончание работ; T_{11} — приведение оборудования в исходное состояние; P_1 — поступление команды «ПРИСТУПИТЬ К РАБОТЕ»; P_2 — исходное состояние; P_3 — готовность оборудования к работам; P_4 — готовность персонала; P_5 — замеренные параметры; P_6 — контрольные параметры; P_7 — параметр «ДАВЛЕНИЕ В БАКАХ ВД В НОРМЕ»; P_8 — параметр «ДАВЛЕНИЕ В ШБ В НОРМЕ»; P_9 — параметр «ДАВЛЕНИЕ В ПГС В НОРМЕ»; P_{10} — параметр «ДАВЛЕНИЕ В БАКАХ НД В НОРМЕ»; P_{11} — работы окончены; P_{12} — оборудование в исходном состоянии.

Данная модель сети Петри в виде таблицы инцидентности отображает протекание идеального процесса согласно технологическим инструкциям. Здесь условиями являются условия выполнения операций, а за переходы взяты технологические операции подготовки. Построенная имитационная модель процесса подготовки РБ на ТК и СК позволяет ответить на такие вопросы: в каких состояниях пребывали объект и система эксплуатации, какие состояния достигаются и какие последствия могут возникнуть? Структура сетей такова, что содержит в себе информацию для определения возможных последовательностей событий.

Однако у построенной таким образом имитационной модели есть и недостаток: разработка имитационной модели с использованием аппарата сетей Петри требует много времени, а также наличия высококвалифицированных специалистов-экспертов. Базовая имитационная модель процесса подготовки составных частей (СЧ) изделия РКТ в целом на техническом (ТК) и стартовом (СК) комплексах, представленная сетью Петри, дополняется статистической моделью безотказности объекта в процессе испытаний. При использовании аппарата временных и расширенных сетей Петри это позволяет перейти к модели процесса с учетом возникновения нештатных ситуаций (НшС), где вероятность появления НшС в системе эксплуатации:

$$P_{\text{НшС}} = P_{\text{оз}} + \sum_{ij}^n P_i P_j,$$

где $P_{\text{оз}}$ — вероятность появления отказа в изделии; P_i — вероятность ошибки расчета; P_j — вероятность ошибки в технологическом процессе.

При построении базовой имитационной модели процесса подготовки изделия РКТ на ТК и СК к применению на основе аппарата сетей Петри не учитывалось состояние объекта при проведении испытаний, а именно веро-

$$I = (P \times T)$$

	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8	T_9	T_{10}	T_{11}
P_1	1									1	
P_2		1	1								
P_3					2	2	2	2			2
P_4	2										
P_5				1							
P_6					1				1		
P_7						1			1		
P_8							1		1		
P_9								1	1		
P_{10}									1	1	
P_{11}											1
P_{12}		1									

$$O = (T \times P)$$

	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	T_7	T_8	T_9	T_{10}	T_{11}
P_1	1										
P_2	2										
P_3		2			2	2	2	2			
P_4											2
P_5											
P_6			1								
P_7				1					1		
P_8					1				1		
P_9						1			1		
P_{10}							1		1		
P_{11}								1	1	2	
P_{12}											1

$\mu_0 = \{002000000001\}$ – нулевая маркировка

Рис. 1. Матричная форма представления сети Петри в виде таблицы инцидентности

ятность возникновения нештатной ситуации и временные характеристики срабатывания переходов, другими словами, длительность выполнения операций технологического процесса подготовки к применению. Данное ограничение рассматриваемой модели снимается при описании процесса подготовки изделия РКТ путем применения аппарата временных и расширенных сетей Петри с наложением модели безотказного функционирования объекта системы эксплуатации.

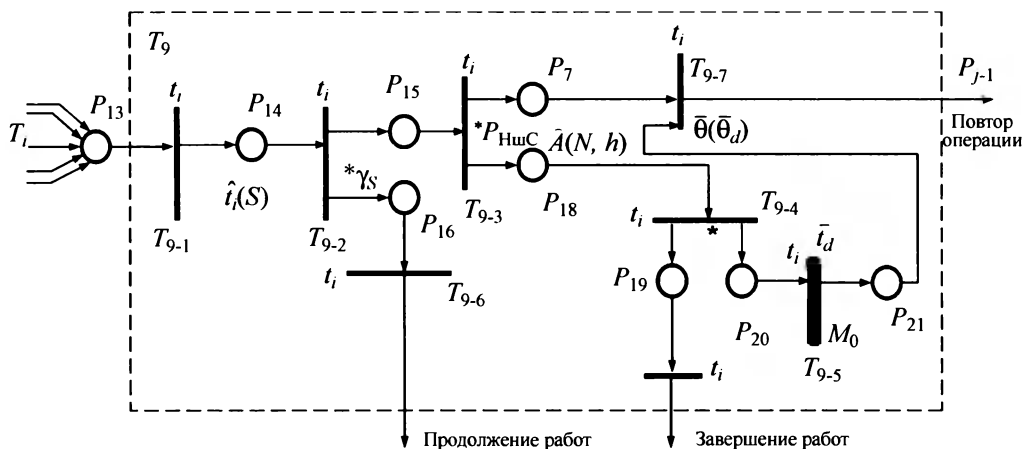


Рис. 2. Имитационная модель процесса проведения проверки с учетом поведения объекта и возможности возникновения НшС:

T_{9-1} — регистрация параметров в формуляре изделия; T_{9-2} — анализ параметров; T_{9-3} — принятие решения; T_{9-4} — анализ НшС; T_{9-5} — устранение неисправностей; T_{9-6} — продолжение работ; T_{9-7} — повтор операции; P_{13} — полученные параметры; P_{14} — контролируемый параметр; P_{15} — параметр «НЕ НОРМА»; P_{16} — параметр «НОРМА»; P_{17} — ошибка измерения; P_{18} — нештатная ситуация; P_{19} — неустраняемая НшС; P_{20} — устраняемая НшС; P_{21} — возврат к повтору операции

В результате таких преобразований была получена имитационная модель процесса подготовки РКТ на ТК и СК с учетом аспекта возникновения НшС и пооперационных мероприятий по выходу из них. Фрагмент такой модели представлен на рис. 2.

Согласно технологическому процессу подготовки изделия РКТ на ТК и СК значения параметров каждой технологической операции, в том числе время начала, окончания; условия проведения; температура, давление, влажность окружающей среды; исполнитель; измеряемые параметры и т.д., в обязательном порядке фиксируются в журнале учета работ при эксплуатации, а значения параметров изделия — объекта эксплуатации еще и в формуляре изделия РКТ (переход T_{9-1} в модели, рис. 2). При этом и происходит контроль функционирования систем объекта по критерию «НОРМА», если все параметры лежат в заданном диапазоне, или «НЕ НОРМА» — в случае, если хотя бы один параметр вышел за поле допуска (переход T_{9-2}). В модели состоянию «НОРМА» соответствует позиция P_{16} , а «НЕ НОРМА» — P_{15} ; при этом одновременность маркировки P_{15} и P_{16} невозможна, о чем говорит знак (*) перехода T_{9-2} . Заключение «НЕ НОРМА» дает основание трактовать ситуацию как НшС, однако «НЕ НОРМА» может быть вызвана ошибкой измерения, поэтому требуется в некоторых случаях повторное измерение параметров; механизм управления срабатыванием перехода T_{9-3} на рис. 2 не показан для облегчения понимания модели.

В случае определения ситуации как НшС в переходе T_{9-3} модели происходят классификация НшС T_{9-4} и определение дальнейших мероприятий по

выходу из нее T_{9-5} , что соответствует доработке M_0 объекта согласно модели безотказности и, соответственно, изменяет закон распределения длительно-сти безотказного функционирования объекта. Классификация НшС проводится по библиотекам НшС из анализа сочетаний значений параметров объекта эксплуатации — изделия РКТ, параметров технологической операции и характеристик работоспособности средств технологического оснащения, измерительной аппаратуры и т.д.

Библиотека НшС состоит из перечня возможных НшС, составленного предприятием-изготовителем данного изделия РКТ или его системы на основе предварительного анализа возможных опасностей, отказов и ошибок операторов и НшС, накопленных в результате опыта эксплуатации конкретного объекта. При анализе возникшей НшС отрабатываются вначале наиболее вероятные НшС согласно тому этапу работ, на котором НшС определена. Так, например, для процесса подготовки РБ на ТК классы НшС рассматриваются применительно к следующим этапам работ:

- испытания сухого РБ после доставки на ТК с завода-изготовителя, а также штатные испытания РБ после его возврата (с ТК или СК) в случае замечаний, имевших место на последующих этапах проверок РБ в составе РКН;
- заправка баков высокого давления топливом, шаробаллонов (ШБ) — газом;
- сборка и испытания космической головной части (КГЧ);
- сборка и испытания ракеты космического назначения (РКН);
- заправка баков низкого давления компонентами топлива.

Предварительный анализ НшС проводится с целью определения ее возможных последствий, методов идентификации и выработки мероприятий по выходу из таких ситуаций. Результаты анализа нештатных ситуаций представляются в табличной форме, содержащей следующие сведения:

- наименование НшС, которое содержит физический смысл;
- причина возникновения НшС (отказы, ошибка оператора, нарушение расчетных условий пуска);
- этап подготовки, на котором рассматривается НшС;
- средства идентификации НшС и параметры, с помощью которых она обнаруживается;
- последствия НшС при непринятии мер по выходу из них;
- способы выхода из НшС;
- примечания, в которых дается дополнительная информация.

Фрагмент такого перечня НшС для процесса подготовки РБ представлен в таблице. Наиболее трудоемким является процесс разработки мероприятий по выходу из НшС, поэтому в модели предусмотрен механизм раскрытия перехода T_{9-5} (см. рис. 2) в отдельно описанную модель, что не противоречит теории сетей Петри. Разработанная таким образом имитационная модель процесса подготовки изделия РКТ на ТК и СК, учитывающая факт возникновения НшС при проведении ра-

Примеры нештатных ситуаций и путей выхода из них

№№ п/п	Наименование НшС	Возможные причины воз- никнове- ния НшС	Средства иден- тификации НшС	Возможные последствия НшС	Меропри- ятия по вы- ходу из НшС (спо- собы выхо- да из НшС)	Примечания
1	Непра- вильно со- брана элек- трическая схема на- земной ка- бельной сети (НКС)	Отсутствие контроля стыковки как на НКС, так и на борто- вой кабель- ной сети (БКС) РБ	Невключение наземного ком- плекса прибор- ов контроля (НППК) для проверок блока согласующих устройств (БСУ)	Отсутствие возможности электриче- ских прове- рок БСУ. Увеличение времени на подготовку изделия	Устранение ошибок при сборке схемы. Включение НППК для проверок БСУ	Этап подго- товки НППК к проведению испытаний БСУ РБ
2	Отсутствие давления консерва- ции в баках после транспор- тировки	Негерме- тичность ПГС или горловин	Средства на- земного техно- логического оборудования	Отмена пуска	Замена сис- тем, блоков агрегатов, горловин	Замена систем, блоков агрега- тов, горловин производится в заводских ус- ловиях
3	Нарушение штатного функцио- нирования БСУ	Отказ в од- ном из бло- ков БСУ при функ- ционирова- нии блока контроля наземной отработки (БКНО)	Высвечивание на дисплее программного модуля крас- ным цветом конкретного проверяемого блока. Анализ ТЛМ	Увеличение времени на подготовку изделия на время поис- ка и устране- ния неис- правности	Замена от- казавшего блока и проведение повторных АИ по кон- кретному проверяе- мому блоку	Этап проведе- ния автоном- ных испыта- ний (АИ) ком- плекса команд- ных приборов (ККП), с запи- сью телеметри- ческих пара- метров (ТЛМ)

бот, в том числе заключительных контрольных операций функционирования систем РКТ, и мероприятия по выходу из таких ситуаций, позволяет:

- проводить предварительный анализ процесса подготовки, задавая в режиме вычислительного эксперимента перебор значений эксплуатационных характеристик и контролируемых параметров, формировать перечень возможных НшС и вырабатывать мероприятия не только по выходу из них, но и по предотвращению таких ситуаций;
- сократить время принятия решений при проведении работ, связанное с анализом ситуаций, классификацией НшС и выработкой мероприятий по выходу из них, учитывая опыт эксплуатации изделия РКТ и данные предварительного анализа;

- построить процесс тренажа расчета, выполняющего работы по подготовке РКТ на ТК и СК;
- проверять подготовленность членов расчета к работам непосредственно перед их проведением.

Выводы: 1. Разработана структура имитационной модели отдельных операций контроля и технологического процесса подготовки изделия РКТ в целом, использующая аппарат сетей Петри, которая инвариантна к структуре РКТ и стратегии ее реализации и отражает не только структуру процесса, но и логику проведения операций, взаимосвязи между процессом и состоянием элементов системы эксплуатации РКТ и объекта эксплуатации.

2. Разработана структура комплексной методики подготовки специалистов по выполнению отдельных операций контроля в аспекте идентификации нештатных ситуаций и выхода из них.

3. Разработана имитационная модель процесса подготовки изделия РКТ на техническом и стартовом комплексах, учитывающая аспект возникновения нештатных ситуаций при проведении работ с использованием учебно-тренировочных комплексов.

Список литературы

1. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н. Решение задачи оптимизации в имитационном моделировании технологического процесса изготовления агрегатов и узлов РКТ // Информационные технологии в проектировании и производстве. ВИМИ. 1997. Вып. 4. С. 39–46.
2. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Мусабаев Т.А. Верификация математических моделей динамически сложных систем // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2006. № 7. С. 56–60.
3. Бусленко В.Н. Автоматизация имитационного моделирования сложных систем. М.: Наука, 1977. 240 с.
4. Чалый А.В. Разработка динамической модели процесса подготовки комплекса разгонного блока на техническом комплексе. XXX Гагаринские чтения // Тезисы докладов молодежной научно-технической конференции. М.: МАТИ, 2004. С. 123–124.
5. Шеннон Р. Имитационное моделирование систем: искусство и наука / Пер. с англ. М.: Мир, 1975. 420 с.

Применение компьютерных моделирующих систем при разработке учебно-тренировочных средств комплекса разгонного блока

А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев, А.Г. Гусев, П.А. Иосифов

Создание учебно-тренировочных средств (УТС) для комплекса разгонного блока (КРБ) — важный этап завершения летно-конструкторских испытаний космического ракетного комплекса «Протон». В статье рассматриваются предпосылки создания УТС на основе компьютерных моделирующих систем и определяются основные требования по назначению УТС, состав информационного программного и технического обеспечения, порядок взаимодействия между подразделениями и организациями в процессе разработки, эксплуатации и модернизации УТС.

УТС должны обеспечить возможность всестороннего изучения, совершенствования и поддержания профессиональных навыков и умений, а также контроль знаний личного состава эксплуатирующей организации по следующим вопросам системы эксплуатации КРБ «Бриз»:

- использование составных частей комплекса разгонного блока по назначению;
- организация эксплуатации и управление эксплуатацией КРБ;
- действия руководителя работ, выполняемые им в процессе руководства работами в штатном режиме;
- характеристика нештатных ситуаций и необходимые сведения по выходу из них;
- обеспечение безопасной эксплуатации КРБ.

Для эксплуатирующей организации вопрос обеспеченности учебно-тренировочными средствами в настоящее время приобретает особое значение. Это обусловлено следующими основными причинами.

1. При разработке комплекса предполагается его значительное насыщение средствами автоматизации, электронно-вычислительной техникой и т.д. Сама техника становится все более сложной по устройству и, как следствие, в эксплуатации. Это предъявляет повышенные требования к квалификации обслуживающего персонала.

2. Целый ряд специфических особенностей профессиональной деятельности операторов в процессе подготовки РБ к запуску связан с восприятием большого количества информации, ее анализом и принятием управленческого решения, что требует более качественной их подготовки и периодической тренировки.

3. Ожидаемый темп пусков на начальной стадии эксплуатации КРБ и, возможно, в дальнейшем будет не очень высок. Для сохранения и совершенствования профессиональных навыков в этих условиях необходима периодическая тренировка обслуживающего персонала.

4. Предполагаемое использование КРБ в рамках международных программ и для выведения полезных нагрузок на контрактной основе требует проведения широкой рекламной компании с демонстрацией возможностей комплекса и особенностей его применения.

Тренировка персонала, операторов сложных систем на реальных установках и в реальных условиях слишком дорога, а часто и очень опасна. Альтер-

нативой этому является создание имитационно-тренажерных комплексов на основе компьютерных систем, которые в максимально возможной степени приближены к реальным установкам и позволяют тренирующимся приобрести правильные и устойчивые навыки. Автоматизированное рабочее место (АРМ) оператора таких систем должно имитировать реальную рабочую обстановку (пульты управления, приборы, инструменты и т.д.), а значит, к УТС предъявляются строгие требования, особенно к системам визуализации: достаточно подробная виртуальная модель объектов, хорошее качество визуализации, работа в реальном режиме времени, т.е. визуализация сцен со скоростью не менее 25 кадров в секунду, доступность аппаратных средств для тренировочных средств.

Реализация учебно-тренировочных средств становится возможной в том случае, когда в их состав входят:

- информационно-обучающие модели, предназначенные для углубленного изучения технологических процессов;
- комплекс программных средств контроля знаний, осуществляющий оценку уровня подготовленности личного состава и выдачу заключений о допуске к самостоятельной работе;
- система управления базами видеoinформации, обеспечивающая возможность выдачи видео- и графической информации о состоянии того или иного этапа подготовки КРБ;
- информационно-справочная система, предназначенная для накопления, хранения информации, выдачи справочной информации по запросу пользователя;
- система управления имитационным моделированием, включающая базу моделей (набор имитационных моделей объектов системы эксплуатации и технологического процесса), блок управления моделированием (интерфейс с оператором), базу данных технологических процессов сборки,правки КРБ «Бриз», включая последовательность операций, условия начала и окончания, технологическое оборудование.

В процессе разработки, а в последующем и эксплуатации УТС необходимо тесное взаимодействие разработчиков КРБ и УТС, учебных центров, эксплуатирующей организации, генерального заказчика (Космических войск РФ) (рис. 1).

Экспериментальный центр производителя УТС и разработчик комплекса разгонного блока в процессе эксплуатации КРБ «Бриз» решают задачи обновления содержательной части УТС в соответствии с внесенными изменениями в конструкторскую и эксплуатационную документацию. Одновременно решаются вопросы отработки и оптимизации методики проведения обучения, тренажа и контроля знаний личного состава эксплуатирующей организации, офицеров и курсантов с целью улучшения качества восприятия информации.

Техническое обеспечение учебных центров представлено двухуровневой иерархической локальной вычислительной сетью (ЛВС) на базе ПЭВМ. ЛВС предназначена для организации связи между составными частями комплекса УТС, что позволяет каждому пользователю выполнить любые функции и получить данные, находящиеся в системе, независимо от того, где они размещены — на локальном АРМ оператора или сервере. Верхний иерархи-

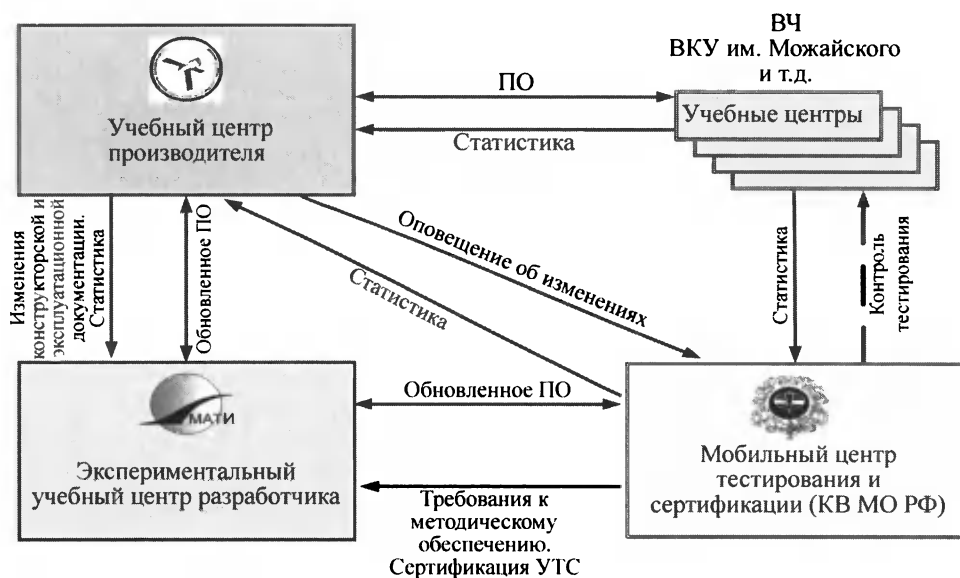


Рис. 1. Схема взаимодействия при разработке и эксплуатации UTC

ческий уровень вычислительной сети — рабочее место руководителя работ, нижний уровень — АРМ операторов.

На рис. 2 представлена структура учебного центра с указанием специфики каждого рабочего места. Мобильное рабочее место координатора работ предназначено как для внешнего аудита, так и для проведения групповых учебных занятий в составе учебного класса, а также и отдельно, в лекционных аудиториях, на рабочих местах. Рабочее место руководителя работ предназначено для управления процессом обучения, распределением ролей по АРМ и обеспечения координации сетевых ресурсов. Оно позволяет осуществлять ограничение доступа, размещение и хранение информационного обеспечения UTC (центральной базы данных), серверной части программного обеспечения UTC. Автоматизированные рабочие места слушателей предназначены для обеспечения учебных занятий, тренажа, контроля усвоения материалов по решению задач проведения монтажных работ и проверки функционирования пневмогидросистемы, продувки магистралей и заправки топливных баков, снятия и контроля телеметрической информации, проверки функционирования электрических схем.

Мобильное устройство ввода/вывода видеоинформации предназначено для проведения коллективных лекционных и практических занятий как в составе учебного класса, так и в составе мобильного рабочего места преподавателя (координатора работ).

Все оборудование UTC является серийным и не требует индивидуальной разработки. Комплекс учебно-тренировочных средств соответствует структуре системы эксплуатации и включает три подсистемы:

1) UTC по технической структуре КРБ — скомпонованные по целевому назначению UTC по космическим средствам и объектам инфраструктуры, включающие в себя составные части КРБ, средства, привлекаемые для бес-

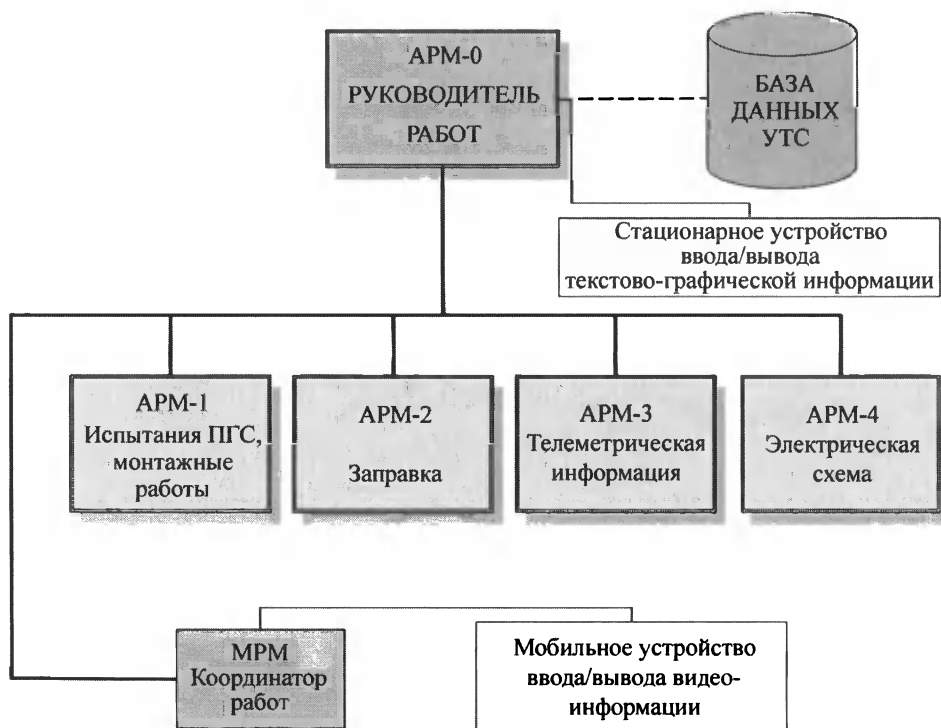


Рис. 2. Структура учебного центра

печения подготовки и функционирования, доставки и хранения, системы электроснабжения, технические системы, средства метрологического обеспечения, средства освидетельствования объектов гостехнадзора, специальные сооружения, здания и т.п.;

2) УТС по функциональной структуре КРБ — УТС задач и функций, возлагаемых на систему эксплуатации, выполнение которых регламентируется требованиями нормативно-технических, руководящих и эксплуатационных документов;

3) УТС по организационной структуре КРБ-УТС иерархической системы организаций и их взаимодействия. В процессе управления иерархическая система осуществляет эксплуатацию КРБ-УТС в пределах своей компетенции.

Создание УТС является одним из важных направлений создания КРБ «Бриз», которое позволит повысить надежность функционирования системы эксплуатации.

Список литературы

1. Башмаков А.И., Башмаков И.А. Разработка компьютерных учебников и обучающих систем. М.: Информационно-издательский дом «Филинь», 2003. 616 с.
2. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support — непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции) в авиастроении / под ред. А.Г. Братухина. М.: Изд-во МАИ, 2002. 676 с.
3. Михайлюк М.В. Компьютерная графика в системах визуализации имитационно-тренажерных комплексов // Программные продукты и системы. 2003. № 3. С. 7–15.

НАПРАВЛЕНИЕ НАЗЕМНОЙ
СТЕНДОВОЙ ОТРАБОТКИ (НСО)**Концепция развития стендовой базы***Ю.О. Бахвалов, А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев*

На современном этапе при создании новых изделий ракетно-космической техники (РКТ) ввиду ограниченности финансовых возможностей и связанного с этим практического отказа от летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) подтверждение заданного уровня надежности дает, прежде всего, наземная стендовая отработка (НСО).

В рамках НСО изделий РКТ «узким» местом является необходимость разработки испытательного оборудования, способного имитировать статистический характер эксплуатационных условий. 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. В общем случае имитационное моделирование использует совокупность следующих математических моделей [1, 2, 3, 5]:

- модели объектов испытаний (агрегаты, узлы, системы, комплексы систем и т.д.);
- модели условий функционирования;
- модели планирования и проведения эксперимента;
- модели обработки данных;
- управляемые модели динамических процессов в объекте испытаний;
- 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.

Испытания агрегатов, узлов и стендовых изделий РКТ методом имитационного моделирования логично включить отдельной составной частью в общий процесс исследований в рамках НСО, наряду с испытаниями традиционных стендовых изделий для воспроизведения комплекса физических нагрузок [1].

Характерным примером интеграции подсистемы имитационного моделирования в комплексное решение проблемы создания и испытания доминантных систем изделий РКТ является наземно-стендовая отработка средств разделения и сброса головного обтекателя (ГО), обеспечивающих надежное и безопасное разведение без соударений отработавших ступеней изделий РКТ и раскрытие створок головного обтекателя. Весь процесс НСО содержит три момента, присущих в той или иной мере каждому из отдельных ее этапов [3, 4]:

- исследовательский характер, позволяющий в процессе испытаний выявлять негативные особенности поведения объекта испытаний и уточнять пути их устранения;
- проведение доработок конструкторской и технологической документации с целью устранения дефектов, выявленных при испытаниях;
- испытания как практическое подтверждение и демонстрация свойств объекта испытаний для принятия окончательного решения о пригодности изделия РКТ к штатной эксплуатации.

Этап рабочего проектирования изделий РКТ, т.е. разработка комплекта конструкторской и технологической документации на детали, узлы, отсеки и изделие РКТ в целом, завершается основной составляющей НСО — отработочными испытаниями, включающими автономные и комплексные испытания соответствующих образцов РКТ на испытательных стендах. Наличие стендового оборудования и оснастки, включая стендовые системы управления и измерения с их программно-математическим обеспечением (ПМО), характеризует НСО как иерархическую структуру отображения жизнедеятельности испытательной базы НСО на всех этапах создания новых образцов РКТ [4]. В частности, для проведения комплексных испытаний стендовая база оснащена комплексным проливочным стендом отработки пневмогидросистемы подачи топлива в двигательную установку (ПГСД ДУ).

Целью НСО является обеспечение заданных режимов при штатной эксплуатации изделия РКТ, и основная задача НСО — проведение эффективных испытаний, критерий эффективности НСО — минимизация времени и средств, выделяемых на НСО, при сохранении достигнутого качества испытаний. К путям повышения эффективности НСО, в частности, относятся:

- комплексирование стендовых изделий. Включает исследования по направлениям определения типовой конструкции объекта испытаний, проведение структурной декомпозиции процессов испытаний и определение основных потребителей ресурсов, а также разработку комплекса моделей и алгоритмов формирования рациональных структур процесса испытаний и средств технологического обеспечения испытаний, при которых достигаются приемлемые технико-экономические показатели НСО;
- адресная разработка новой и модернизация имеющейся стендовой базы. Примером может служить модернизация имеющейся стендовой базы вибрационных и ударных испытаний изделий РКТ, выполненная с целью учета взаимного влияния испытательного стенда и объекта испытаний и позволившая полностью автоматизировать процесс испытаний на качающейся частоте;

- создание единой информационной системы НСО, позволяющей объективно оценивать состояние испытаний по каждому из экспериментов и требуемый для этого интервал времени. При этом информационная мощность каждого конкретного эксперимента складывается из двух потоков — управления и измерения;

- разработка и внедрение автоматизированных информационных измерительных и управляющих систем (ИИУС), имеющих возможность функционировать как системы технического диагностирования (СТД) в реальном масштабе времени испытаний [4]. Как показывает практика, основные пути повышения экономичности и информативности эксперимента лежат в области совершенствования и оптимизации работы ИИУС в реальном масштабе времени;

- обеспечение принципа максимальной преемственности результатов испытаний элементов изделий РКТ для последующей работы;

- обеспечение информационной избыточности, позволяющей гарантированно получить достоверную информацию об эксперименте [6]. Для этого стендовое изделие должно быть оснащено стендовыми источниками информации помимо штатных. С этим связана необходимость еще до начала испытаний для каждой конкретной задачи выпускать перечень мероприятий по парированию аварийных и нештатных ситуаций и таблицы так называемых «отбойных» параметров;

- необходимость «поднастройки» параметров стендовых систем во время проведения эксперимента, а не после его окончания;

- прогнозирование поведения объекта исследования при отклонениях параметров от номинальных величин без проведения дорогостоящих экспериментальных работ;

- разработка и внедрение расчетно-экспериментальных методов на исследовательском и отработочном этапах НСО, в том числе при выполнении задачи идентификации параметров (характеристик) объекта испытаний, в частности, одной из доминантных систем изделий РКТ — электрогидравлических сервоприводов (ЭГСП) [3].

Задача определения выходных характеристик ЭГСП является частью более общей задачи — задачи идентификации параметров ЭГСП как составной части рулевого тракта изделия РКТ. Определение параметров модели ЭГСП позволяет прогнозировать динамические свойства РТ. Применительно к ЭГСП задачу идентификации можно выразить как определение коэффициентов системы дифференциальных и алгебраических уравнений описания динамики системы «ЭГСП — ДУ» по экспериментально полученным динамическим характеристикам — амплитудно-частотным (АЧХ) и фазово-частотным (ФЧХ) характеристикам — и переходным процессам как реакции на тестовые управляющие воздействия.

Как отмечено выше, одним из путей повышения эффективности испытаний является переоснащение испытательных стендов. Примером может служить оснащение комплексных испытаний макросистемы «ПГСП ДУ — штатная система управления» автоматизированными ИИУС реального времени.

Для функционирования ИИУС реального времени необходима разработка унифицированного программно-математического обеспечения, выполняющего:

- сбор данных по параметрам ИИС и ИУС;
- проведение эксперимента в автоматическом режиме, т.е. автоматическое управление; автоматическое измерение, обработку данных в темпе эксперимента; отображение результатов в табличном и графическом виде;
- оперативный контроль безопасности эксперимента.

Комплексная автоматизация проведения эксперимента представляет собой многоплановую задачу и предполагает:

- автоматизацию этапов подготовки эксперимента; обработки и представления данных;
- реализацию программы эксперимента в автоматическом режиме, оптимизацию режимов работы измерительных, контролирующих и управляющих подсистем;
- применение новых методов и средств измерений;
- сочетание расчетных и экспериментальных методов, реализацию новых методик проведения эксперимента.

Поэтапное решение задачи комплексной автоматизации возлагается на ИИУС. Можно отметить три направления совершенствования ИИУС:

1) развитие традиционной информационной системы послесеансовой обработки результатов испытаний как системы моделирования работы объекта испытаний для визуализации хода испытаний при послесеансовой обработке данных. Сбор и первичная обработка информации традиционно проводятся с использованием систем типа SCADA (Supervisory Control and Data Acquisition);

2) дополнительный послесеансовый процесс обработки информации совместными интеллектуальными аналитическими системами типа OLAP и Data Mining, что позволяет решать дополнительно задачу поиска неявной информации с использованием формальных методов классификации, кластеризации, регрессии и поиска ассоциативных правил, а также методов, находящихся на стыке технологии Data Mining и технологии экспертных систем [6];

3) создание адаптивной автоматизированной информационной системы управления и измерения (адаптивной ИИУС) параметров комплексной макросистемы «ПГСП ДУ — штатная система управления», работающей в реальном масштабе времени и позволяющей минимизировать временные и трудовые затраты за счет оперативной коррекции циклограмм управления стендовыми системами для парирования нештатных ситуаций в работе штатных и стендовых систем объекта испытаний при проведении комплексных испытаний макросистем со штатными и стендовыми системами управления и измерения [7].

Адаптивная ИИУС, функционирующая как система технического диагностирования (СТД) в реальном масштабе времени испытаний, решает следующие задачи функционального (и, частично, тестового) диагностирования [2]:

оперативная проверка исправности, работоспособности и правильности функционирования объекта испытаний;

поиск дефектов, нарушающих исправность, работоспособность или правильность функционирования объекта испытаний.

Возможность решения задачи функционирования ИИУС как системы функционального диагностирования предполагает:

прямое или косвенное задание класса возможных дефектов;

наличие формализованных методов построения алгоритмов диагностирования, реализация которых обеспечивает обнаружение дефектов из заданного класса с требуемой полнотой или поиск дефектов с требуемой глубиной.

Создание ИИУС как систем реального времени позволяет высвободить 15...20% выделяемого ресурса времени на анализ результатов испытания и повысить его объективность за счет исключения влияния человека.

Комплекс рабочих мест проливочного стенда испытаний ПГСП ДУ на имитаторах компонентов топлива позволяет проводить отработку всех видов ПГСП ДУ перспективных ракет космического назначения и космических станций.

Важным направлением развития стендовой базы КБ «Салют» (в Фаустово) является решение задач длительного хранения и ресурсных испытаний на натуральных компонентах топлива, а также обеспечение и выполнение работ по криогенным технологиям испытаний.

Таким образом, стендовая база КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева позволяет решать поставленные задачи, обеспечивая разрабатываемые в КБ «Салют» изделия РКТ квалифицированным экспериментом по каждому из видов НСО агрегатов и стендовых изделий.

Список литературы

1. Бахвалов Ю.О. Модели и расчеты на прочность композитных конструкций летательных аппаратов. М.: Изд. МАТИ, 2007. 144 с.
2. Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. М.: Изд-во МАИ, 1997. 164 с.
3. Владимиров А.В. Лабораторно-стендовая отработка динамических схем жидкостных ракет. М.: Изд-во «ЛАТМЭС-МАТИ», 1999. 176 с.
4. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Баталин Н.Н., Пуценко Н.Н. Информационная модель сопровождения лабораторно-стендовой отработки изделий РКТ // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2004. № 1. С. 47–54.
5. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Мусабаев Т.А. Верификация математических моделей динамически сложных систем // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2006. № 7. С. 56–60.
6. Бизяев Р.В., Морозов В.А., Баталин Н.Н., Белкин А.А. Применение метода ускоренной послесеансовой обработки информации при стендовых испытаниях РКТ // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2008. № 3. С. 25–30.
7. Бахвалов Ю.О., Питомец Е.Н. Информационная управляющая измерительная система при комплексных испытаниях сложных технических систем // Автоматизация в промышленности. 2008. № 12. С. 12–13.

Оптимизация процесса отработки ПГСП ракет и разгонных блоков

В.А. Гордеев, И.С. Партола, В.П. Фирсов, В.П. Иванов

В настоящей статье предлагается новый подход к организации наземной стендовой отработки двигательных установок (ДУ), обеспечивающий экономию финансовых, материальных затрат на испытания и сокращение сроков отработки изделий. Предлагаемый подход не требует окончания всех стендовых испытаний пневмогидравлических систем подачи двигательных установок (ПГСП) до начала летных испытаний, чем отличается от схемы поэтапной отработки. К первому пуску достаточно экспериментально подтвердить надежность работы ДУ в условиях, близких к номинальным. При дальнейшей стендовой отработке и по мере набора статистики в ходе эксплуатации необходимо оптимизировать алгоритмы управления и режимы работы как отдельных систем ПГСП, так и ДУ в целом.

Главной целью испытания становятся отработка и сертификация математических моделей [1] и алгоритмов управления ПГСП во всем возможном диапазоне изменений внутренних и внешних факторов. При этом в экспериментах нет необходимости жестко выдерживать штатную циклограмму работы, «номинальные» расходы и соотношения расходов компонентов топлива и другие параметры, предписанные ТЗ на двигатель, на систему управления расходом топлива (СУРТ) или программой регулирования кажущейся скорости (РКС). Главное внимание необходимо уделять выявлению особенностей работы систем в динамике (запуск, выход на режим, смена режимов) и при нештатных ситуациях.

Кроме того, при стендовой отработке невозможно полностью воспроизвести ряд штатных условий: продольные и поперечные перегрузки, тепловые потоки к конструкции двигателя и расходным трубопроводам, динамические воздействия, особенно влияющие на поведение компонентов топлива в районе заборных устройств и т.д. Математические модели должны обеспечивать учет влияния этих факторов на параметры ПГСП в полете.

В последние годы в КБ «Салют» разработаны и отрабатываются новые технологии управления ПГСП ракет-носителей и разгонных блоков:

в части построения ПГСП используется более совершенная обратная связь в контуре управления на основе применения системы измерения абсолютных давлений (ИСАД) [2];

при проектировании ПГСП используется имитационное моделирование на основе математических моделей объекта управления.

В новой технологии применение цифровой системы измерения 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 (ЭПК). Осуществляется экономия рабочего тела за счет уменьшения числа включений дренажного клапана. Повышается гибкость системы, так как упрощается смена режимов над-

дува баков, например, при дросселировании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) или при его многократном включении, как это имеет место на разгонных блоках при формировании космических траекторий.

Алгоритмы управления систем ПГСП, построенных на описанных принципах, реализуются в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ).

В процессе проектирования существующих систем ПГСП выбор основных ее параметров, определяющих запасы рабочего тела наддува, число пироклапанов и электропневмоклапанов, диаметры жиклеров в магистралях подачи газа наддува в баки, производился на основе разомкнутых моделей управления процессом наддува при некоторых предельных значениях возмущающих факторов и заданной временной программе управления — включения/выключения ЭПК и пироклапанов. Очевидно, что процессы управления в реальной замкнутой возмущенной системе могут существенно отличаться от разомкнутого управления. В связи с этим корректный выбор параметров системы, оценка ее динамики и точности поддержания заданного давления может производиться только путем моделирования возмущенных процессов работы замкнутой системы. Для проведения такого моделирования необходимы программные комплексы, построенные на основе математических моделей, описывающих физические процессы в системе подачи топлива, и включающие алгоритмы управления. Благодаря реализации алгоритмов управления ПГСП, построенных в соответствии с новыми технологиями, в БЦВМ обеспечивается создание единого бортового комплекса управления. Становится возможной более тщательная наземная отработка, которая уже применяется для других бортовых систем до выхода на огневые испытания.

Новые технологии предполагают дополнительно отработку алгоритмов управления ПГСП в автономном режиме по тестам и в замкнутом режиме на аналого-цифровом комплексе, включающем БЦВМ и имитационные модели объекта управления РН (РБ).

В процессе отработки на различных ее этапах используются имитационные модели различной степени сложности. В составе аналого-цифровых комплексов используются простейшие модели имитаторов объекта ПГСП. Более сложные модели внутрибаковых процессов необходимы для анализа динамики и точности работы ПГСП. Реальным внутрибаковым процессам наиболее адекватны многомерные модели. Использование таких моделей для имитационного моделирования связано с большими затратами машинного времени. В связи с этим многомерные модели целесообразно использовать при отработке системы как эталонные образцы внутрибаковых процессов.

До последнего времени математическое моделирование одновременно идущих термодинамических, гидравлических, тепловых, массообменных и других процессов в ПГСП не удовлетворяло требованиям точности. С другой стороны, эксперименты на стендовых установках и изделиях требуют больших затрат времени и средств. Положение изменилось, когда математические модели стали объектом отработки. Так, в течение 2000...2004 гг. был разработан и активно использовался комплект из десятка математических моделей, охватывающих все существенные процессы, протекающие в системах подачи компонентов топлива криогенного разгонного блока.

При работе над ДУ РБ начала формироваться новая методология лабораторно-стендовых испытаний, при которой в ходе отработки ПГСП и процессов одновременно «настраиваются» их математические модели. Это позволило при ограниченном числе 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 использовались совместно с расчетами по традиционным методикам при составлении полетных заданий, при изменении конструкторской документации (КД), проработке тех или иных мероприятий.

Для убедительной демонстрации совершенства и возможностей моделей перед огневыми стендовыми испытаниями и перед каждым пуском выпускались «Прогнозы характеристик и параметров ДУ изделий криогенного разгонного блока в полете», в которые помещались расчетные номинальное и крайние значения параметров предстоящего эксперимента или пуска, полученные при моделировании, а в отчете по анализу результатов испытаний помещался раздел «Основные результаты», где указывалась сходимость «Прогноза» с результатами измерений и давались рекомендации по уточнению математических моделей. К следующему «пуску» математические модели обязательно корректировались. Таким образом, модели, с одной стороны, стали объектом испытания, а с другой — электронным воплощением накопленного опыта в теории разработки и практики отработки ПГСП на жидких кислороде и водороде. Это позволило повысить точность расчета параметров ПГСП, сократить общее число испытаний на натурных компонентах до трех «холодных» и двух «огневых» и внедрить ряд новых технологических процессов:

- «раскипание» водорода в баке разгонного блока непосредственно перед пуском;
- парожидкостное и жидкостное захолаживание двигателя и расходных магистралей разгонного блока в полете;
- удаление остатков топлива и газов из блока после отделения полезной нагрузки с целью увода блока на безопасное расстояние и исключения разрушения баков блока из-за испарения компонента топлива.

В 2007 г. была развернута разработка математических моделей процессов в системах ПГСП РН среднего класса на основе анализа и обобщения информации по ранее проведенным испытаниям РН легкого класса. Для распространения результатов расчетов на различные варианты конструкции РН, циклограммы полета, профилей тяги двигателя и для учета неучтенных факторов полета (вакуум, перегрузка и др.) апробированные при лабораторно-стендовой отработке (ЛСО) математические модели ПГСП и программы расчета будут уточняться и дополняться в ходе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ).

Прогресс в развитии современных методов расчета уравнений газодинамики, гидродинамики, теплообмена и массообмена и технических средств вычислительной техники за последние годы позволил создать уникальные программные комплексы. С 2005 г. ведутся работы по адаптации программного комплекса Flow Vision для решения задач теплообмена, гидродинамики и массообмена в криогенных баках разгонных блоков и РН. На базе этого программного комплекса обеспечивается проведение сложнейших расчетов реальных техни-

ческих устройств. Программный комплекс основан на применении математических моделей разного уровня сложности: одномерных и трехмерных (с учетом всей сложности трехмерной геометрии объекта и максимальной детализации физических процессов в баках) и результатов испытаний для детального исследования поведения газовой и жидкостной сред в баках.

Использование этих математических моделей, учитывающих различия в геометрических параметрах, массогабаритных характеристиках, параметрах систем наддува и другие факторы, дало возможность распространить результат испытаний РН легкого класса на РН среднего класса, а также стендовых испытаний РН на условия полета.

Возможности программного комплекса Flow Vision представлены на рис. 1...8.

На рис. 1, 2 показаны расчетные характеристики потока газа (поле скоростей и поля температур) для различных газоводных устройств.

На рис. 3, 4 демонстрируется сходимость результатов моделирования с результатами измерений давлений и температур газа в баках при ОСИ.

На рис. 5, 6 приведены интегральные значения температур газа в баках.

На рис. 7 показана картина распределения температуры газа и изолинии турбулентной кинетической энергии у зеркала жидкости бака кислорода.

На рис. 8 показана трансформация жидких остатков компонентов топлива в баке кислорода РН легкого класса при ее отводе от полезной нагрузки.

С учетом изложенного выше предлагается новая схема создания ПГСП. В этой схеме к традиционным этапам при проектировании РН до-

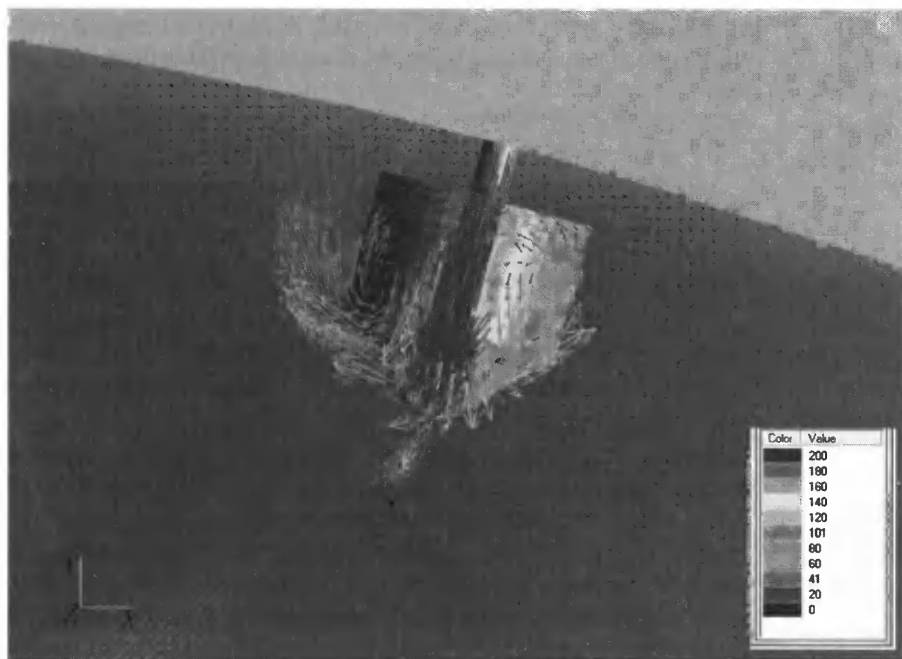


Рис. 1. Векторы скорости при работе штатного газовода РН легкого класса (ЛК)

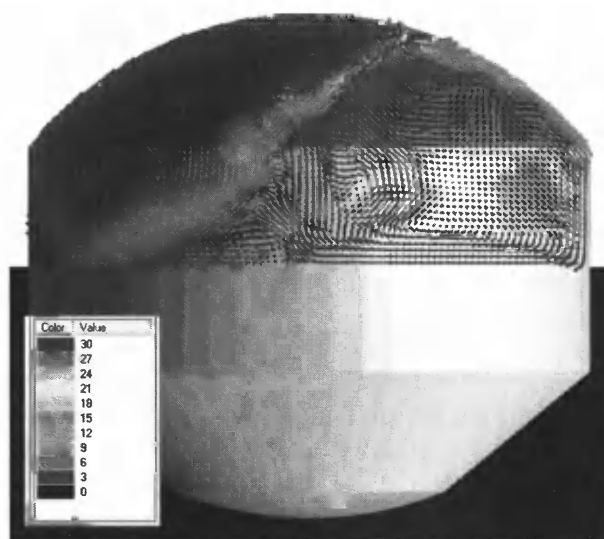


Рис. 2. Векторы скорости при работе штатного газовода РН ЛК

бавляется ряд существенных этапов: создание математических моделей внутрибачковых процессов (разработка МАИ), создание алгоритмов управления ПГСР (ИПУ РАН), создание измерительной системы абсолютного давления. При разработке алгоритмов управления ПГСР для их автономной отработки использовались упрощенные математические модели объектов управления (также разработки ИПУ РАН) и выпускались контрольные тестовые примеры для отработки бортового программного обеспече-

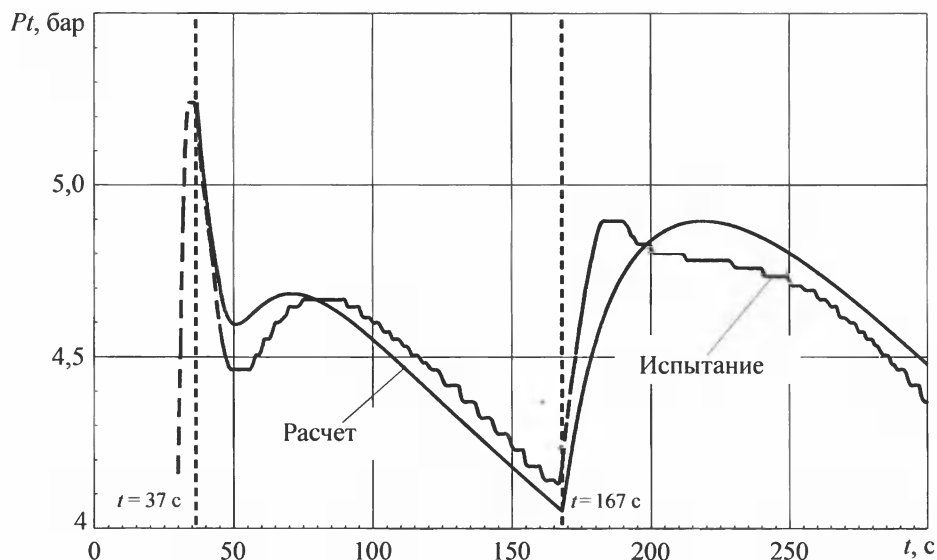


Рис. 3. Изменение давления в баке кислорода III ступени по результатам расчета и ОСИ

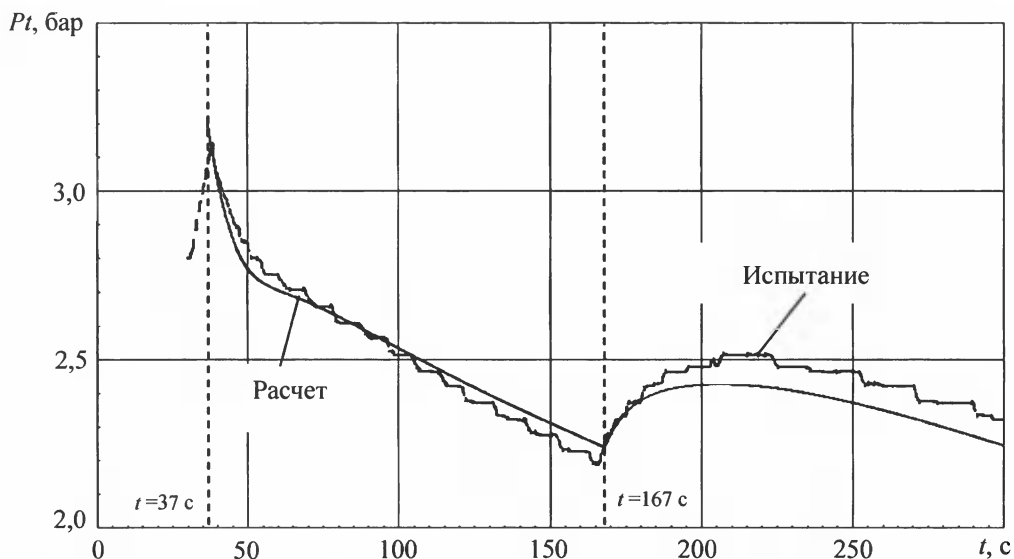


Рис. 4. Изменение давления в баке керосина III ступени по результатам расчета и ОСИ

ния (БПО) на моделирующем комплексе. При оценке динамики и точности управления рассматривались до 100 процессов управления ПГСР с различными начальными условиями и выдавались рекомендации по изменению диаметров жиклеров наддува, что и было сделано (откорректирована схема ПГСР). Математические модели внутрибачковых процессов разработки МАИ являются наиболее полными и верифицированы в КБ

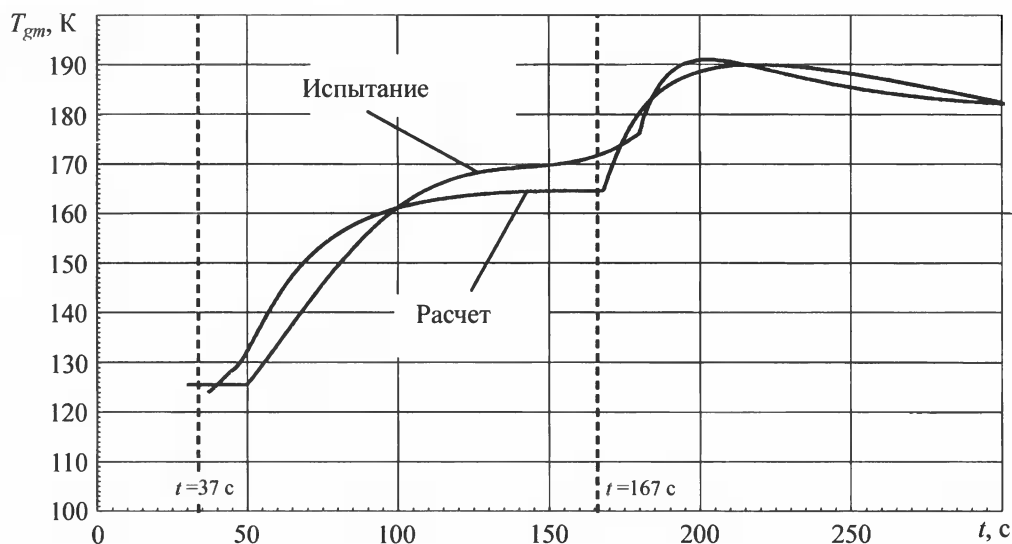


Рис. 5. Изменение среднemasовой температуры T_{gm} в газовой подушке бака кислорода по результатам расчета и ОСИ

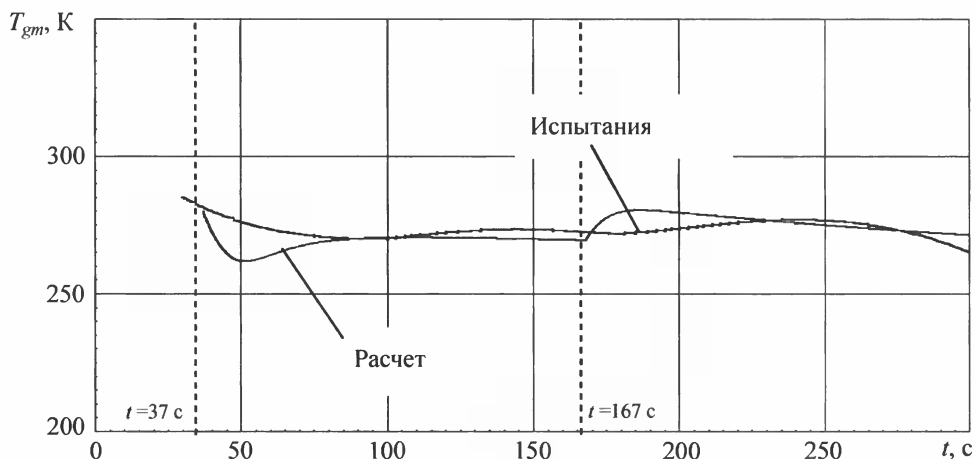


Рис. 6. Изменение среднemasовой температуры T_{gm} в газовой подушке бака керосина по результатам расчета и ОСИ

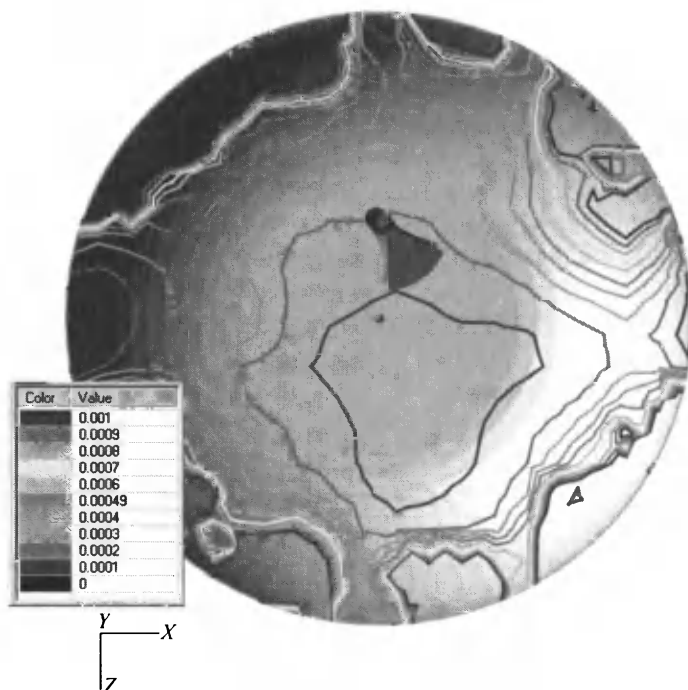


Рис. 7. Изолинии турбулентной кинетической энергии вблизи зеркала жидкости бака кислорода применительно к ОСИ, Дж/кг (среднее значение 0,0004 Дж/кг)

«Салют» путем сравнения с материалами ранее проведенных испытаний РН легкого класса. Кроме того, модели замкнуты алгоритмами управления разработки ИПУ РАН. По результатам расчетов внутрибаковых процессов с помощью математической модели должен быть откорректирован

«прогноз» параметров ПГСП изделия и выдано заключение о его допуске к огневым стендовым испытаниям.

Договоры со смежными организациями, принимавшими участие в указанных работах, показали, что все затраты на математическое моделирование примерно в 5 раз меньше, чем на проведение одного «холодного» испытания. На этом примере видно, что всегда, когда это возможно, целесообразно вкладывать средства в математическое моделирование взамен наращивания числа испытаний.

Соответственно при наземной отработке РН все существенные отличия в процессах ПГСП должны быть теоретически изучены с помощью математических моделей, настроенных по результатам огневых стендовых испытаний.

Выводы: 1. Проанализирован опыт математического моделирования и экспериментальной отработки кислородно-водородных разгонных блоков РН легкого и среднего классов; показаны возможности современных программных средств на базе программного комплекса Flow Vision применительно к процессам в ПГСП.

2. Предложена оригинальная методика отработки, объединяющая работы КБ и НИИ по созданию и использованию математических моделей внутрибаковых процессов, а также алгоритмов управления ПГСП для сокращения времени и средств на экспериментальную отработку.

3. Разработаны математические модели внутрибаковых процессов в криогенных двигательных установках (ДУ).

4. Установлено, что использование математического моделирования обеспечивает выдачу обоснованных заключений о допуске ДУ к летно-конструкторским испытаниям при условии настройки математических моделей по результатам наземных испытаний.

5. Обеспечено многократное сокращение стоимости наземной экспериментальной отработки ДУ путем совмещения наземных испытаний ДУ с математическим моделированием внутрибаковых процессов.

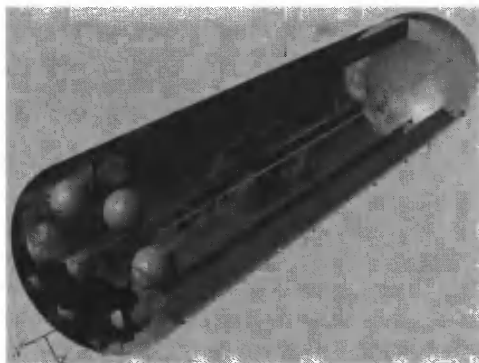


Рис. 8. Положение жидкости в баке через 7,4 с после выключения тормозных двигателей

Список литературы

1. Гордеев В.А., Фирсов В.П. Комплект математических моделей ПГСП криогенного разгонного блока // Научно-технические разработки ОКБ-23 — КБ «Салют». М.: Воздушный транспорт, 2006. С. 320–333.

2. Гордеев В.А., Жуков В.А., Завадский В.К., Иванов В.П., Мозжорина М.Ю. Система наддува баков перспективных ракет и разгонных блоков (принципы построения, унифицированные алгоритмы управления) // Научно-технические разработки ОКБ-23 — КБ «Салют». М.: Воздушный транспорт, 2006. С. 383–395.

Совершенствование системы измерений для обеспечения проведения статических прочностных испытаний изделий РКТ на стендовой базе КБ «Салют»

С.С. Кензин, Д.Б. Данилов, В.В. Мезенцев, С.И. Манохин

Наземно-стендовая отработка (НСО) в настоящее время является одной из главных стадий в жизненном цикле изделий ракетно-космической техники (РКТ), основой обеспечения высокого уровня их надежности. Важный ее этап — зачетные статические прочностные испытания (ЗСПИ), на основе которых дается заключение о прочности конструкции и о допуске изделия к летно-конструкторским испытаниям. В процессе их проведения не только осуществляется экспериментальная проверка методов расчета прочности несущих конструкций, но и определяются фактические запасы прочности, а также жесткостные характеристики испытываемой конструкции и ее напряженно-деформированное состояние (НДС).

С целью получения таких параметров в процессе ЗСПИ вновь разрабатываемых образцов РКТ возникает необходимость проведения измерений реализуемых нагрузок, относительных деформаций и перемещений заданных точек конструкций, внутреннего давления в емкостях. Опыт показывает, что из-за значительного числа регистрируемых параметров этап обработки и анализа результатов измерений может занимать до 25% времени, отводимого на весь цикл испытаний изделия.

Сжатые сроки общего цикла испытаний требуют выдавать результаты проведенных измерений в кратчайшее после испытаний время, что предъявляет повышенные требования как к надежности и точности систем измерения, так и к скорости обработки измерительной информации и форме ее представления.

Комплекс требований к системам измерений формируется на основе учета особенности ЗСПИ изделий РКТ. Исключительная сложность и высокая стоимость современных ракетных конструкций определяют необходимость проведения всего объема стендовой отработки разрабатываемого изделия с использованием минимального количества испытываемых отсеков. В ряде случаев с целью снижения значительных материальных и временных затрат на изготовление объектов испытаний отработка различных прочностных характеристик конструкции проводится либо в составе одной стендовой сборки, либо с широким использованием некоторых отсеков в составе несколькихборок. Таким образом, применяемый метод и используемая система измерений должны позволять по результатам единичного эксперимента сделать достоверное заключение о прочности испытываемой конструкции, что определяет чрезвычайную важность получения достоверных сведений о поведении конструкции во время нагружения и точности передачи на объект испытаний (ОИ) заданных нагрузок.

Наиболее эффективным методом нагружения ОИ в процессе ЗСПИ является метод поэтапного приложения нагрузок, который предусматривает нагружение конструкций ступенями по 10 процентов от расчетных

или эксплуатационных величин нагрузок. Такой метод удобен для произведения измерений основных характеристик ОИ и, самое главное, позволяет надежно контролировать процесс нагружения и на основе уже полученных данных проводить прогнозирование поведения конструкции по ходу испытаний.

В последние годы в КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева выполнен значительный объем работ по совершенствованию процесса измерений при проведении статических прочностных испытаний изделий ракетно-космической техники. В частности, разработаны и в 2008 г. выпущены методические указания по выполнению измерений:

- сил при проведении статических испытаний, обеспечивающие измерения величин прикладываемых к ОИ нагрузок с погрешностью, границы которой не превышают $\pm 4\%$ при доверительной вероятности $P = 0,99$;
- перемещений при проведении статических испытаний, обеспечивающие измерения с погрешностью, границы которой не превышают $\pm 5\%$ при доверительной вероятности $P = 0,95$;
- относительных деформаций при проведении статических испытаний, обеспечивающие измерения с погрешностью, границы которой не превышают $\pm 4\%$ при доверительной вероятности $P = 0,95$.

Приведенные показатели во многом достигаются за счет внедрения в качестве вторичного средства измерения специальной инфомационно-измерительной системы (ИИС) на базе комплекса модульных аппаратно-программных средств PSI-SCXI-112х фирмы «National Instruments». Данная ИИС представляет собой сложное многоканальное, многофункциональное средство измерения, обеспечивающее определение значений информативного параметра первичных преобразователей (тензорезисторов, датчиков сил, давлений, перемещений), обслуживаемых системой, и обеспечивающее возможность:

- задания исходных данных о типе первичных преобразователей (ПП), программах измерений и обработки их результатов, режиме нагружения, объекте испытаний;
- тестирования готовности ПП, каналов измерений и аппаратуры к проведению испытаний;
- снятия значения информационного параметра ПП на каждой ступени нагружения в реальном масштабе времени и обеспечения отображения на экране монитора данных по каналам измерения в виде графической зависимости измеренного значения от времени;
- предоставления результатов испытаний как в табличной, так и графической формах.

Структурная схема измерений относительных деформаций с использованием комплекса модульных аппаратно-программных средств PSI-SCXI-112х приведена на рис. 1. Система обладает возможностью подключения датчиков различного типа: тензорезисторов по схемам полумост и полный мост, термопар, термометров сопротивления, датчиков с милливольтовыми и вольтowymi выходами, датчиков с токовыми выходами 0...20 и 4...20 мА. Система работает с тензорезисторами международного ряда

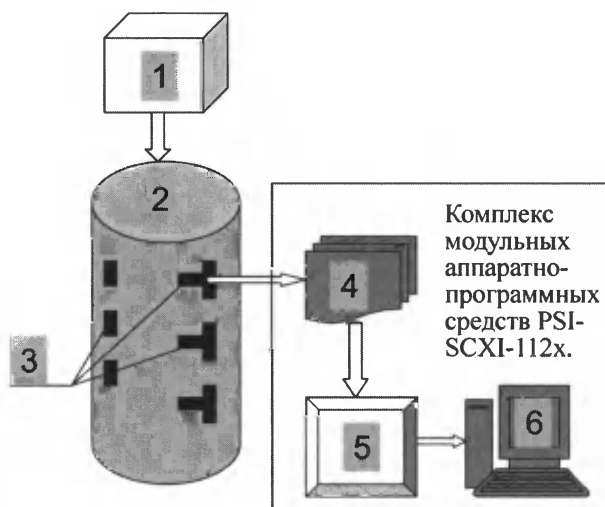


Рис. 1. Структурная схема измерений относительных деформаций с использованием комплекса модульных аппаратно-программных средств PSI-SCXI-112х:

1 — устройство нагружения; 2 — объект испытания; 3 — первичные преобразователи (тензорезисторы); 4 — крейт SCX 1001 с модулями SCXI 1121(усилитель); 5 — интерфейс PCI-MIO-16EL; 6 — персональный компьютер (ПК)

с номинальным сопротивлением 120, 350, 700, 1000 Ом и российского ряда — 100, 200, 400 Ом.

Характеристики системы позволяют производить опрос датчиков с частотой до 200 кГц. Для снижения вероятности появления случайных ошибок программа обеспечивает возможность проведения до 20 измерений по каждому каналу при снятии отчета на текущем этапе нагружения ОИ. До начала нагружения ОИ производится так называемый нулевой отчет, являющийся базовым для вычисления относительных деформаций конструкции. Величина сопротивления каждого тензорезистора при этом рассчитывается по формуле

$$\bar{R}_0 = \frac{\sum_{i=1}^n R_0}{n}, \quad (1)$$

где n — число опросов датчика, произведенных системой.

При проведении нагружения испытуемого изделия ступенями по 5, 10 или 20% от максимальных значений прикладываемых нагрузок отчет показаний датчиков производится по каждому каналу

$$\bar{R}_i = \frac{\sum_{i=1}^n R_i}{n}. \quad (2)$$

Значение деформации на первой ступени по каждому каналу определяется по формуле

$$\varepsilon_i = \frac{\bar{R}_1 - \bar{R}_i}{\bar{R}_0}. \quad (3)$$

Контроль процесса нагружения осуществляется с экрана монитора, который позволяет визуально отслеживать изменения показаний датчиков по графикам $\varepsilon_i = f(R_i)$. Как отмечалось выше, большой объем получаемой при испытаниях информации (особенно при измерениях относительных деформаций, когда на изделии может быть установлено несколько сотен тензорезисторов) предъявляет высокие требования к средствам постпроцессорной обработки данных, которые должны обеспечивать возможность проведения оперативного анализа результатов испытаний. С этой целью для работы на многоканальном измерительном оборудовании PCI-SCXI-1122x2 фирмы «National Instruments» было разработано специальное программно-математическое обеспечение (ПМО), предназначенное для проведения измерений и обработки данных тензометрии при статических испытаниях.

Данное ПМО (версия 2,0) состоит из пакета 55 взаимосвязанных программ, разработанных в среде LABVIEW 6,0 и MS Visual C++, упакованных в библиотечном файле Static2.llb, и включает в себя ряд дополнительных динамических библиотек систем WINDOWS 2000 и NI LABVIEW 6,0. Программно-математическое обеспечение разрабатывалось с учетом практики проведения измерений при статических испытаниях, и эксплуатация его максимально приближена к существующим методам проведения данных работ в КБ «Салют».

Меню программ оптимизированы на выполнение оператором минимального числа манипуляций и снабжены подсказками (рис. 2). Результаты обработки данных измерений выводятся в файл или на твердую копию в графическом виде в стандарте MS Office и Excel, что позволяет их включать непосредственно в отчетные документы (рис. 3). В систему заложена программа обработки значений относительных деформаций и напряжений одиночных тензорезисторов и двух-, трех- и четырехэлементных розеток (рис. 4). При этом особо следует отметить дополнительные возможности разработанного ПМО по обработке и визуализации данных тензометрии в максимально удобном для оперативного анализа виде. Рассмотрим некоторые аспекты, лежащие в основе работы этого блока программ.

Практика обработки показаний тензорезисторов с помощью аппроксимации по методу наименьших квадратов общеизвестна. В пределах эксплуатационных нагрузок при небольшом (до 20) числе этапов нагружения имеет смысл использовать линейную зависимость вида

$$y = ax + b, \quad (4)$$

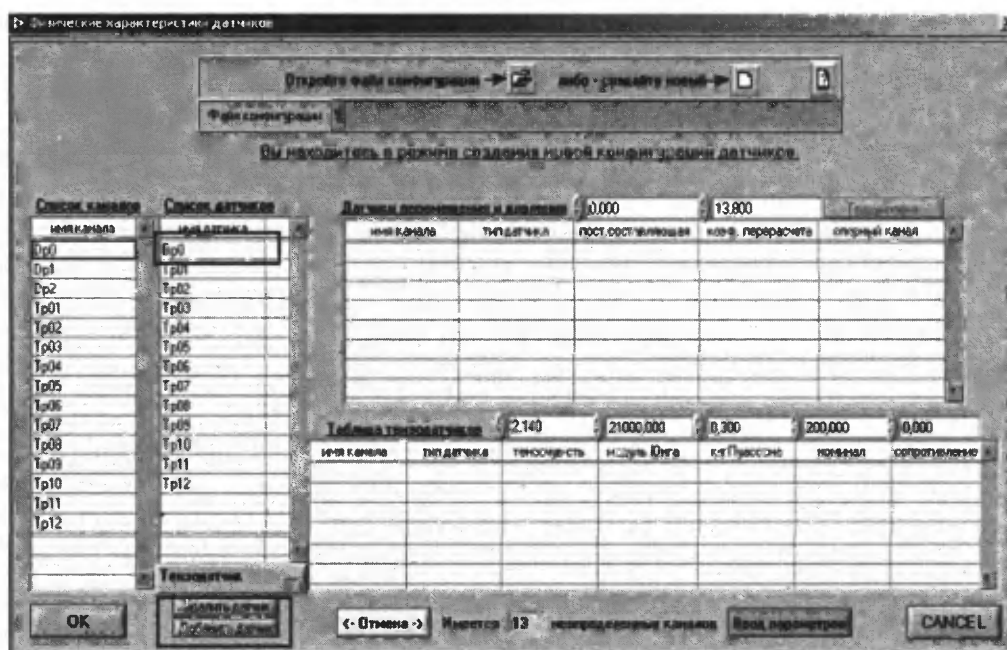
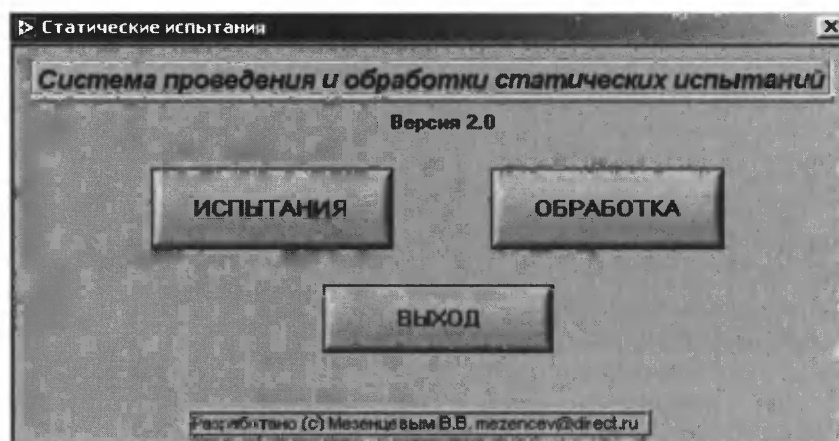


Рис. 2. Меню программы оператора статических испытаний

где зависимое значение y является функцией независимого значения x . Коэффициенты a и b вычисляются по следующим формулам:

$$a = \frac{n(\sum xy)(\sum x)(\sum y)}{n(\sum (x^2)) - (\sum x)^2}, \quad (5)$$

$$b = \frac{(\sum y)(\sum (x^2)) - (\sum x)(\sum xy)}{n(\sum (x^2)) - (\sum x)^2}. \quad (6)$$

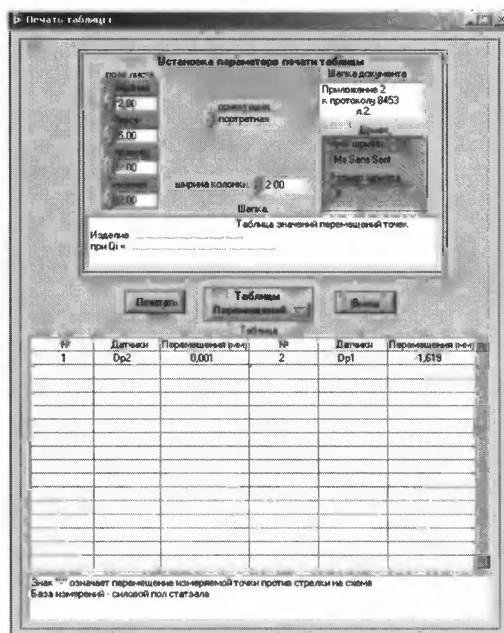
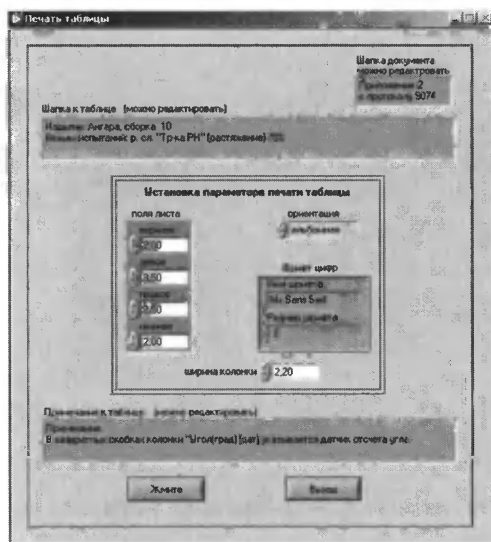
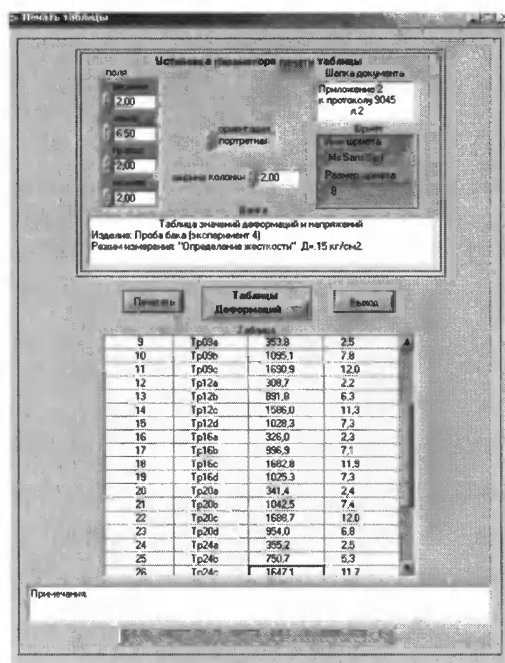


Рис. 3. Вид отчетных документов в стандарте Microsoft Office

Данная функция дает возможность установить линейную зависимость, наилучшим образом описывающую характер изменения показаний тензорезистора в процессе приложения испытательных нагрузок,

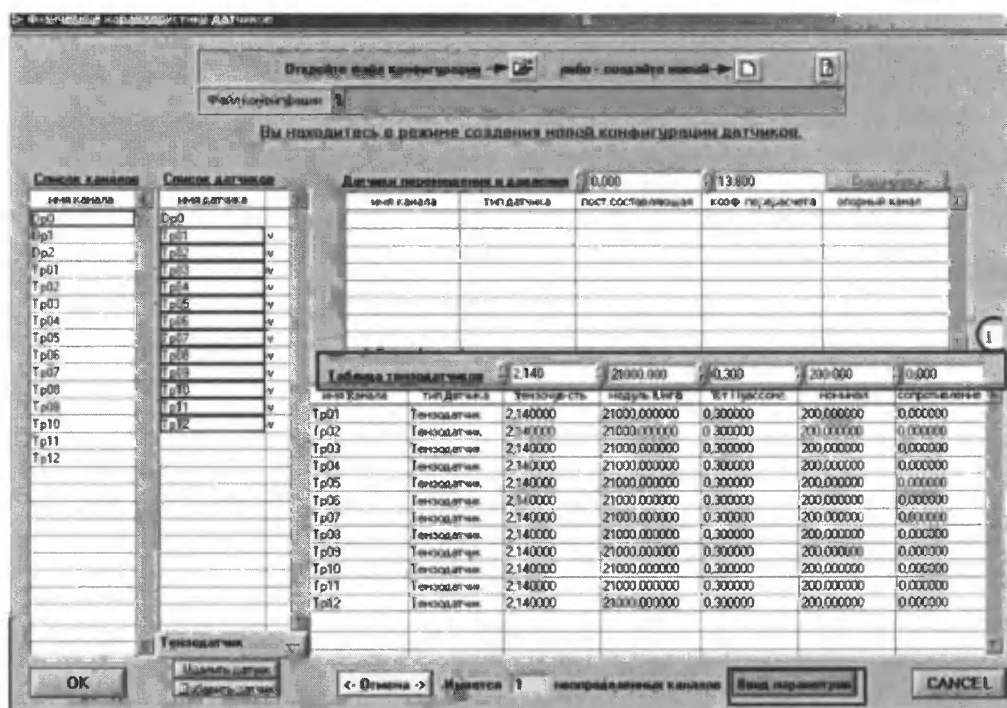
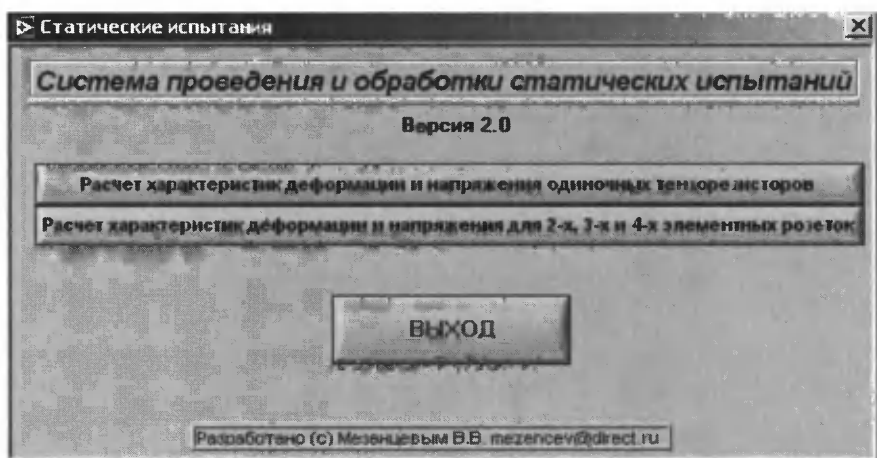


Рис. 4. Меню программы обработки значений относительных деформаций и напряжений

представить его в графическом виде, определить наклон и смещение графика относительно оси Y .

При этом точность линейаризации с помощью данной прямой зависит от степени разброса данных. Чем ближе измеренные значения к прямой, тем более точной является аппроксимация. На рис. 5 в абсолютной системе координат представлена деформация тензорезистора, где N — испытательная нагрузка, ε — относительная деформация, являющаяся функцией нагрузки.

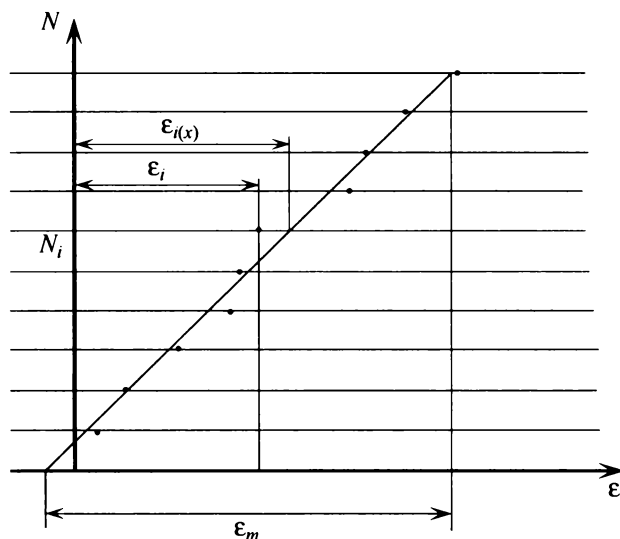


Рис. 5. График деформации тензорезистора

Прямая (4) аппроксимирует имеющиеся данные. Если известны значения a и b , то можно вычислить любую точку на прямой, подставляя значения y или x в уравнение (4). Полученное значение $\varepsilon_i(x)$ будем называть теоретическим, а экспериментальное значение относительной деформации, измеренное тензорезистором при нагрузке P_i , обозначим как ε_i .

Разброс экспериментальных точек относительно аппроксимирующей линии носит случайный характер. Для оценки степени корреляции экспериментальных значений относительных деформаций с полученными из уравнения (4) теоретическими значениями используется величина среднеквадратичного разброса показаний датчика, рассчитываемая по формуле

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\varepsilon_i - \varepsilon_i(x))^2}. \quad (7)$$

Однако представляется целесообразным перейти к относительным величинам, введя коэффициент, вычисляемый по следующей формуле:

$$R^2 = 1 - \beta, \quad (8)$$

где β — коэффициент корреляции, вычисляемый как

$$\beta = \frac{\sum (\varepsilon_i - \varepsilon_i(x))^2}{\sum \left(\varepsilon_i^2 - \frac{\varepsilon_i^2}{n} \right)}. \quad (9)$$

В числителе правой части формулы (9) для каждой точки вычисляется квадрат разности между прогнозируемым значением $\varepsilon_i(x)$ и фактическим значением ε_i . Сумма этих квадратов разностей называется остаточной суммой квадратов. В знаменателе вычисляется сумма квадратов разностей между фактическими значениями ε_i и средним значением ε_i , которая называется общей суммой квадратов. Чем меньше остаточная сумма квадратов по сравнению с общей суммой квадратов, тем больше значение коэффициента R^2 , называемого коэффициентом детерминированности. Он показывает, насколько хорошо аппроксимирующее уравнение описывает характер изменения относительных деформаций от нагрузки. Данный коэффициент нормирован от 0 до 1. Если он равен 1, то нет различия между фактическим и оценочным значениями ε_i . В противоположном случае, если коэффициент детерминированности близок 0, то аппроксимирующее уравнение неудачно для предсказания значения ε_m .

В случае, когда число установленных на ОИ тензодатчиков достаточно велико, можно оперативно оценить достоверность аппроксимации показаний каждого датчика. Проведенный анализ результатов измерений относительных деформаций элементов конструкций целого ряда изделий, прошедших статические прочностные испытания в КБ «Салют», показал, что если значение коэффициента R^2 близко к 1 (лежит в пределах 0,97...0,99), то можно уверенно сделать заключение, что, во-первых, изменение деформации датчика носило линейный характер, а во-вторых, разброс значений по ступеням нагружения был минимальный. В случае если значения R^2 сильно отличаются от 1, то необходимо провести тщательный анализ показаний датчика по этапам нагружения ОИ с целью выяснения причин сильного разброса измеренных и прогнозируемых значений.

Приведенный выше подход обработки данных реализован в программно-методическом обеспечении для комплекса средств PSI-SCXI-112х. На рис. 6 показана панель управления процессом обработки данных, на которой находятся два главных поля — графическое и табличное.

Верхний ряд кнопок предназначен для проведения проверок результатов измерений, выбора каналов и режимов графического просмотра.

Нижний ряд органов управления предназначен для установки предела допустимости разброса значений деформации, линейки выбора ступеней нагружения, линеаризации и вывода графических и табличных результатов на печать.

Программа позволяет задать автоматическую проверку корректности измерений, установив допустимый разброс измеренных значений деформации (для удобства визуального восприятия задается обратное коэффициенту R^2 значение в процентах). При этом, запустив операцию «Проверка», в таблице можно оставить только те каналы, для которых эти значения выходят за пределы установленного допуска.

Также автоматически в таблице выделяются датчики, показания которых выходят за пределы установленного допуска (помечаются красным цветом).

На графическую панель, выбрав необходимый для просмотра датчик, можно одновременно вывести изображение как линеаризированной по ме-

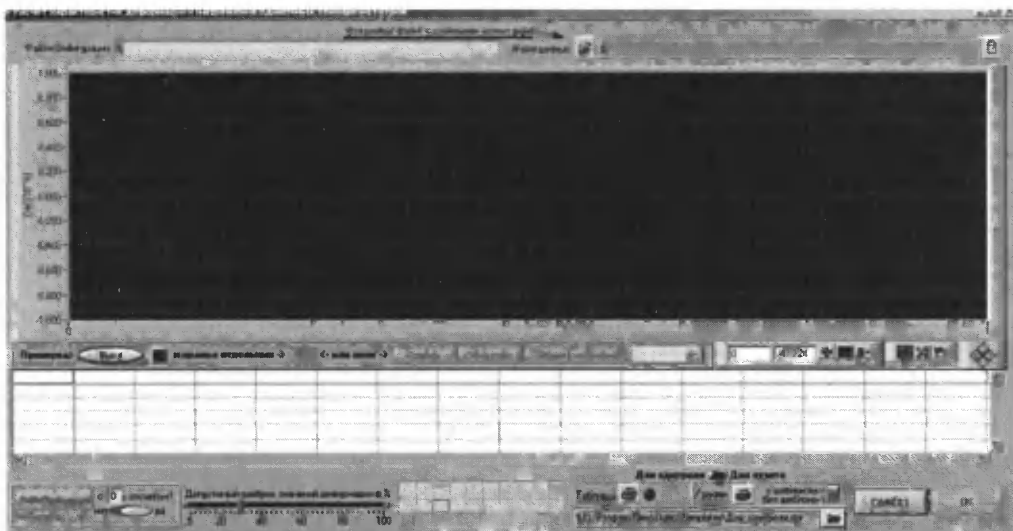


Рис. 6. Панель управления процессом обработки данных

тоду наименьших квадратов прямой нагружения, так и фактические показания тензодатчика (рис. 7).

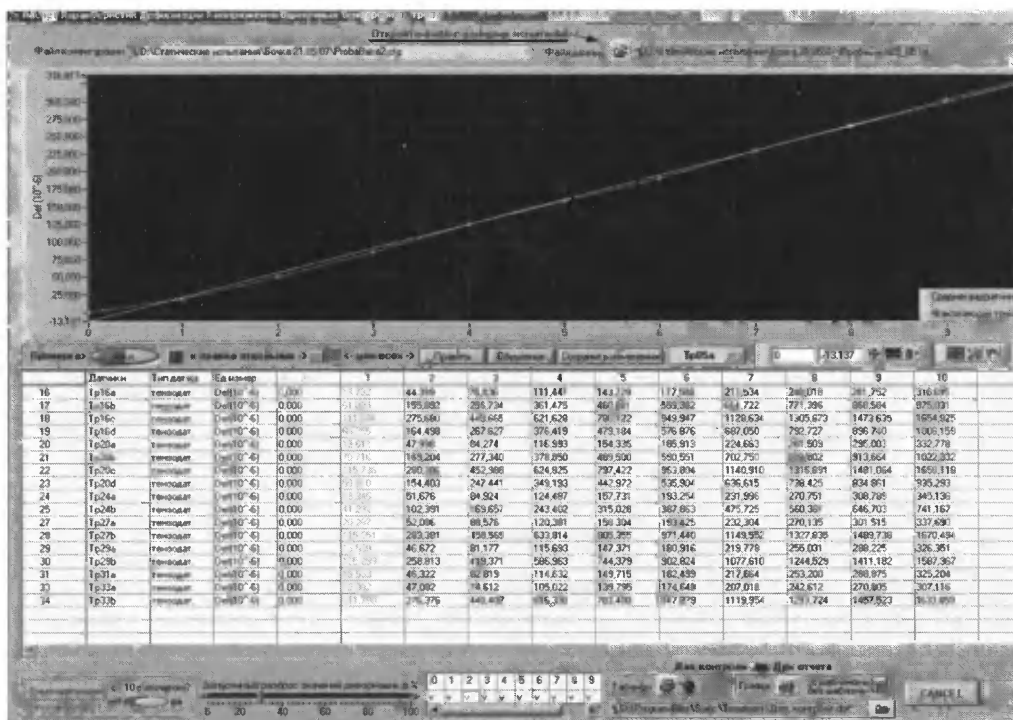


Рис. 7. Одновременный вывод на графическую панель прямой нагрузки и показаний тензодатчика

Приведенный выше подход дает значительный выигрыш по срокам проведения анализа результатов испытаний и выпуска отчетной документации.

Необходимо также отметить, что при разработке второй версии программно-математического обеспечения максимально учитывались вопросы оптимизации процесса эксплуатации информационно-технических средств ИИС и организации «дружественного» интерфейса для операторов, управляющих системой при проведении измерений в процессе испытаний. В сравнении с предыдущей версией:

1) полностью переработаны алгоритмы управления данными и их обработки, что обеспечивает более надежную работу системы в целом;

2) добавлены новые программы по выдаче документов по результатам испытаний непосредственно в отчет в формате, принятом в отделе К818 КБ «Салют»;

3) введены многочисленные функции автоматического контроля прохождения потоков данных и корректного выполнения расчетов;

4) сняты ограничения на формат наименования каналов;

5) введены функции автоматической нумерации каналов;

6) изменены алгоритмы и функции управления калибровкой каналов измерения давления и перемещения;

7) введены функции автоматического контроля соответствия списка каналов в конфигурационном файле и в программе MAX NI LABVIEW;

8) добавлены новые функции редактирования списка каналов в конфигурационном файле с возможностью отката на один шаг назад;

9) введен параметр «опорный канал» для датчиков перемещения и давления;

10) изменен вид рабочих панелей, отображаемых на экране дисплея, — шкалы графиков автоматически принимают необходимые размерности и обозначения в зависимости от типа применяемых первичных преобразователей.

Информационно-измерительная система на базе комплекса модульных аппаратно-программных средств PSI-SCXI-112x фирмы «National Instruments», оснащенная разработанным специалистами программно-математическим обеспечением, прошла метрологическую аттестацию и введена в эксплуатацию. В 2008 г. ИИС успешно применялась при проведении статических жесткостных и прочностных испытаний стендовых изделий по темам «Бриз» и «Протон».

Список литературы

1. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Гусарев А.Г., Морозов В.А. Наземная обработка — основа обеспечения надежности РКТ // Общероссийский научно-технический журнал «Полет» (КБ «Салют» — 50 лет). 2001. С. 97–109.

2. Бахвалов Ю.О., Бизяев Р.В. Испытания на прочность композитных конструкций летательных аппаратов. М.: Изд-е МАТИ, 2006. 152 с.

3. **Испытательная техника:** Справочник / под ред. В.В. Ключева. М.: Машиностроение, 1982. Кн. 1. 528 с., кн. 2. 560 с.

Комплексная методика проектирования стендовых систем нагружения для статических прочностных испытаний

А.В. Альбрехт, Д.Б. Данилов

Сохранение прочностных характеристик несущих конструкций на протяжении всего срока эксплуатации — один из главных факторов обеспечения высокой надежности изделий ракетно-космической техники (РКТ) [1]. Это определяет важное место зачетных статических прочностных испытаний (ЗСПИ) как завершающего этапа стендовой отработки прочности изделий. В процессе их проведения определяются фактические запасы прочности разрабатываемых конструкций. ЗСПИ ракет-носителей, разгонных блоков, космических станций и аппаратов характеризуют следующие основные факторы:

- значительные габариты объектов испытаний;
- высокий уровень нагрузок, требующих реализации в процессе испытаний;
- малые значения коэффициентов запаса прочности, используемых при проектировании несущих конструкций;
- конечная жесткость элементов стендовой оснастки;
- возможность применения ограниченного числа нагружающих элементов.

Однако проведенный анализ результатов стендовой отработки прочности целого ряда изделий, разрабатывавшихся в 1960...1990-е гг., показал, что при проектировании стендовых установок для статических испытаний главным образом учитывались только габаритные размеры объектов испытаний (ОИ) и величины прикладываемых нагрузок. В те годы исследования адекватности граничных условий по стыку ОИ со стендовой оснасткой условиям, в которых происходит нагружение объекта в процессе его эксплуатации в составе штатного изделия, не носили комплексного характера.

Между тем, начиная с середины 1990-х гг. вместе с резким ростом возможностей компьютерной техники в широкую практику вошли программные комплексы, реализующие наиболее эффективный и динамично развивающийся на протяжении многих лет метод анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкций — метод конечных элементов (МКЭ). Этот метод дает возможность в рамках единой методики рассмотреть практически любую конструкцию, смоделировать комплекс воздействующих на нее факторов нагружения, получить всестороннее и подробные данные об ее жесткостных и прочностных характеристиках. На основе теории систем [2, 3] можно показать корректность проведения процедуры сравнения условий нагружения объекта испытаний в процессе ЗСПИ и при его эксплуатации на основе сравнения математических моделей систем, в составе которых происходит нагружение ОИ. С этой целью целесообразно использовать понятие система в следующей формулировке:

$$\Sigma = \{V, R_{j \in J}^n\}, \quad (1)$$

где $V = \{v\}$ — непустое m -мерное множество, называемое объектом системы; R_j^n — n -местное отношение, которое следует понимать как некоторое подмножество $R_j^n \subset V \otimes \dots \otimes V$; $j \in [1, J]$; j — число различных видов отношений в системе Σ .

Элементами множества V могут быть элементы любой природы, поэтому подмножество $R_j^n(v_1, v_2, \dots, v_n)$ может рассматриваться как некоторая характеристика определенного объекта испытаний. Проявление системы (1) есть такой набор величин $\{v_{1k}, v_{2k}, \dots, v_{mk}\} \in V$, где k — индекс набора, m — размерность V , при котором для любого k выполняется отношение системы $R_j(v_{1k}, v_{2k}, \dots, v_{mk})$. Свойства объекта испытаний, проявляемые им в составе рассматриваемых систем, могут быть в должной мере сравнимы только при наличии количественной их оценки.

Поэтому для сравнения стендовых и эксплуатационных условий нагружения ОИ необходимо проводить его исследования в составе таких систем, проявления которых имеют единую базу интерпретируемых величин, измеряемых по какой-либо определенной количественной шкале. Данному условию в достаточной степени удовлетворяют системы «Объект испытаний — смежные отсеки» («ОИ — СО») и «Объект испытаний — стендовые системы нагружения» («ОИ — ССН»), взаимодействия между элементами которых исследуются методом конечных элементов [4]. В этом случае можно говорить о наличии двух математических моделей реальных систем, описываемых едиными методами и средствами.

Представим конечно-элементные (КЭ) расчетные модели указанных систем в виде композиции входящих в них конструкций (рис. 1). Полная система уравнений равновесия для ОИ как подконструкции расчетной КЭ модели системы «ОИ — СО» можно записать в виде:

$$\{R\} = |K|^{OI} \{U\}^{OI}, \quad (2)$$

где $|K|^{OI}$ — матрица жесткости объекта испытаний; $\{U\}^{OI}$ — столбцевая матрица перемещений, соответствующая внешним силам R ,

$$U^{OI} = \begin{Bmatrix} U_b \\ U_i \end{Bmatrix}^{OI} \quad (3)$$

В векторе U можно выделить внутренние U_i и граничные U_b перемещения конструкции.

Тогда уравнение (2) можно записать в виде

$$\begin{bmatrix} K_{bb} & K_{bi} \\ K_{ib} & K_{ii} \end{bmatrix}^{OI} \begin{bmatrix} U_b \\ U_i \end{bmatrix}^{OI} = \begin{bmatrix} R_b \\ R_i \end{bmatrix}^{OI}, \quad (4)$$

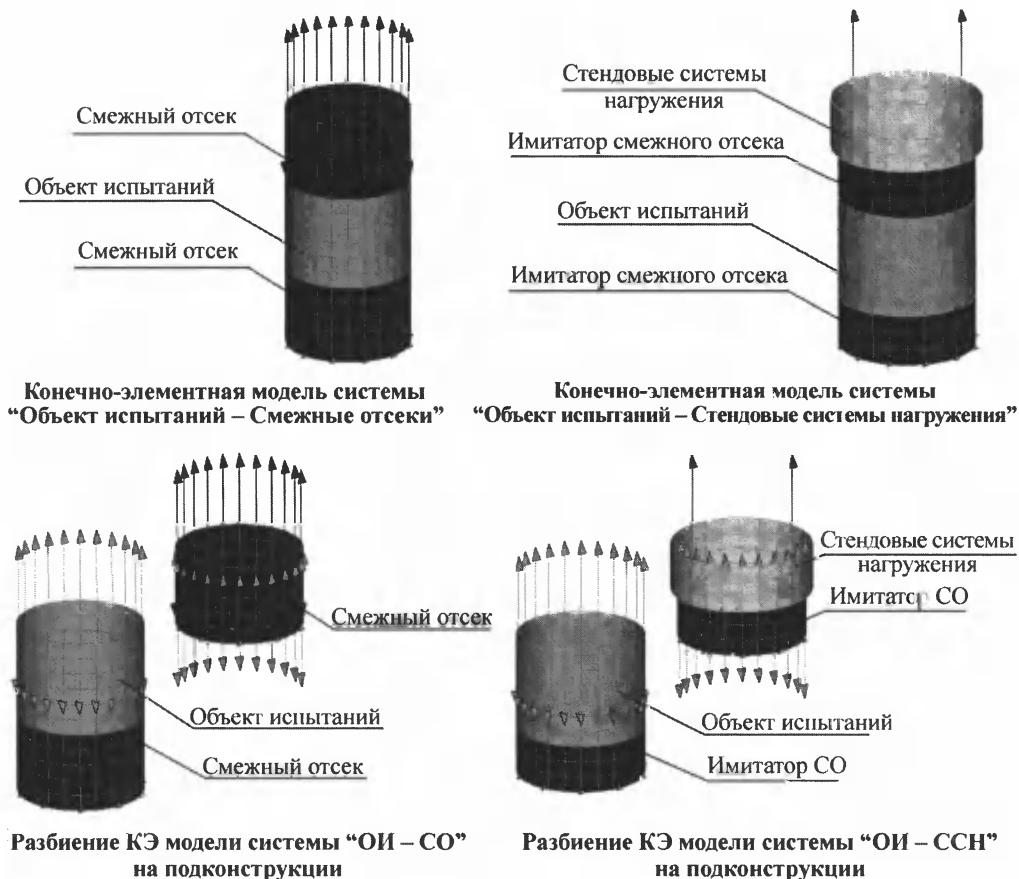


Рис. 1. Схемы разбиения систем «ОИ–СО» и «ОИ–ССН» на подконструкции

где $\{R\}_i^{\text{OI}}$ — вектор внешних сил, приложенный к ОИ по направлению внутренних перемещений $\{U\}_i$; $\{R\}_b^r$ — вектор сил взаимодействия ОИ, приложенный по направлению граничных перемещений $\{U\}_b$ со стороны смежного отсека.

Внутренние перемещения U_i кинематически непосредственно не связаны с перемещениями подконструкций, смежных с ОИ, в то время как граничные перемещения U_b имеют непосредственную связь с граничными перемещениями таких подконструкций. При формировании условий связи в задаче сочленения подконструкций участвуют лишь перемещения U_b и силы R_b на границах каждой подконструкции. Поэтому можно получить соотношение между перемещениями и силами на границах ОИ, исключив из рассмотрения внутренние перемещения подконструкций.

Узловые силы, действующие на границе ОИ, находятся из решения уравнений равновесия для границы со смежным отсеком (СО):

$$\{R\}_b^{\text{ОИ-СО}} = |K|_b^{\text{ОИ-СО}} \{U\}_b^{\text{ОИ-СО}}, \quad (5)$$

где $|K|_b^{\text{ОИ-СО}}$ — матрица жесткости подконструкции, составленная относительно граничных перемещений,

$$|K|_b^{\text{ОИ-СО}} = |K|_{bb} - |K|_{bi} |K|_{ii}^{-1} |K|_{ib}. \quad (6)$$

Перемещения граничных узлов $\{U\}_b$ находятся из условия стыковки ОИ со смежным отсеком по их общей границе:

$$\{U\}_b^{\text{ОИ-СО}} = ([K]_b^{\text{ОИ}} + [K]_b^{\text{СО}})^{-1} (\{P\}_b - \{R\}_b^{\text{ОИ}} - \{R\}_b^{\text{СО}}), \quad (7)$$

где $[K]_b^{\text{СО}}$ — матрица жесткости границы подконструкции СО; $\{R\}_b^{\text{СО}}$ — усилия в каждом из n граничных узлов b подконструкции СО.

Подобным образом проведем исследования системы «ОИ–ССН», условившись рассматривать силовую оснастку и жесткостной имитатор верхнего смежного отсека как единую подконструкцию, обозначив ее как «ССН». В результате получим значения узловых сил в граничных узлах ОИ:

$$\{R\}_b^{\text{ОИ-ССН}} = |K|_b^{\text{ОИ-ССН}} \{U\}_b^{\text{ОИ-ССН}}, \quad (8)$$

где $|K|_b^{\text{ОИ-ССН}}$ — матрица жесткости границы ОИ и ССН,

$$|K|_b^{\text{ОИ-ССН}} = |K|_{bb} - |K|_{bi} |K|_{ii}^{-1} |K|_{ib}. \quad (9)$$

Перемещения граничных узлов находятся аналогично (7):

$$\{U\}_b^{\text{ОИ-ССН}} = ([K]_b^{\text{ОИ}} + [K]_b^{\text{ССН}})^{-1} (\{P\}_b - \{R\}_b^{\text{ОИ}} - \{R\}_b^{\text{ССН}}), \quad (10)$$

где $[K]_b^{\text{ССН}}$ — матрица жесткости границы подконструкции ССН; $\{R\}_b^{\text{ССН}}$ — усилия в каждом из m граничных узлов b подконструкции ССН.

Таким образом, приведенные математические выкладки показывают, что степень адекватности систем «ОИ–СО» и «ОИ–ССН» с достаточной точностью характеризуется степенью совпадения значений усилий в граничных узлах по стыку ОИ со смежным отсеком в системе $\Sigma_{\text{ОИ-СО}}$ и по стыку ОИ с жесткостным имитатором СО в системе $\Sigma_{\text{ОИ-ССН}}$.

Здесь $\{R\}_b^{\text{ОИ-СО}}$ и $\{R\}_b^{\text{ОИ-ССН}}$ являются проявлениями математических моделей систем $\Sigma_{\text{ОИ-СО}}$ и $\Sigma_{\text{ОИ-ССН}}$, на основании количественного сравнения которых можно сделать вывод о степени адекватности стендовых и эксплуатационных условий нагружения объекта испытаний.

Для объективного суждения о близости стендовых и эксплуатационных условий нагружения ОИ предлагается использовать интегральную оценку, вычисляемую по следующей формуле:

$$\lambda = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n [(R_i^{\text{ОИ-ССН}} - R_i^{\text{ОИ-СО}}) \alpha_i]^2}{\sum_{i=1}^n (R_i^{\text{ОИ-СО}})^2}}, \quad (11)$$

где $\{R_i^{\text{ОИ-СО}}\}$ — значения узловых сил в граничных узлах ОИ и верхнего смежного отсека в КЭ модели системы «ОИ–СО», $i = 1, \dots, n$; $\{R_i^{\text{ОИ-ССН}}\}$ — значения узловых сил в граничных узлах ОИ и жесткостного имитатора верхнего смежного отсека в КЭ модели системы «ОИ–ССН», $j = 1, \dots, n$; n — число граничных узлов по стыкам рассматриваемых подконструкций;

$$\alpha_i = \frac{|R_i^{\text{ОИ-ССН}}| + |R_i^{\text{ОИ-СО}}|}{2|R_{\max}^{\text{ОИ-СО}}|}. \quad (12)$$

Коэффициент α введен для учета величины значений узловых усилий в i -м граничном узле стыка ОИ и смежного отсека.

Формула (11) имеет простой физический смысл, характеризуя отношение суммы расхождения значений узловых сил по стыку ОИ со смежным отсеком в эксплуатационных ($R_i^{\text{ОИ-СО}}$) и стендовых ($R_i^{\text{ОИ-ССН}}$) условиях нагружения к сумме расчетных значений узловых сил в рассматриваемом режиме нагружения.

В качестве инструмента, реализующего операции КЭ моделирования, при реализации такого подхода использован программный комплекс MSC/NASTRAN.

В соответствии с данной методикой определения степени адекватности стендовых и эксплуатационных условий нагружения объекта испытаний могут быть получены четкие количественные значения искомого параметра. Это позволяет поставить задачу оптимального проектирования элементов ССН для статических прочностных испытаний крупногабаритных изделий РКТ с заданными жесткостными характеристиками.

Решение задачи заключается в определении значений варьируемых параметров проектируемой конструкции $X_{\text{опт}} (x_1, x_2, \dots, x_i)$, удовлетворяющих системе ограничений $g_j(X) = 0, j = 1, \dots, m, m = n$, где n — число оптимизируемых параметров, m — число ограничений, при которых используемый для принятия решения критерий, отражающий наиболее важные, с точки зрения поставленной цели проектирования, характеристики разрабатываемой конструкции, принимает наименьшее значение.

Алгоритм решения задачи в такой постановке представлен на рис. 2.

Определенные из расчета КЭ модели системы «ОИ–СО» значения узловых сил в граничных узлах ОИ со смежным отсеком становятся своеобразным эталоном, с которым сравниваются значения узловых сил, вычисляемые из КЭ моделирования системы «ОИ–ССН». Параметр адекватности λ ,



Рис. 2. Схема проектирования элементов ССН с заданными жесткостными характеристиками

характеризующий отличие стендовых и эксплуатационных условий нагружения испытуемой конструкции, выступает как главный критерий принятия решения при выборе варианта проектируемого элемента стенда. Его значение ($\lambda \leq 0,03$) определяется из условия обеспечения нормативных требований к максимально допустимой величине погрешности нагружения

$$\sigma_{\text{ССН}} = \sqrt{(\sigma_{\text{max}})^2 - (\sigma_{\text{изм}})^2} \leq 3\%, \quad (13)$$

где $\sigma_{\text{ССН}}$ — максимально допустимая погрешность стендовых систем нагружения; $\sigma_{\text{изм}}$ — погрешность средств измерения нагрузок, $\sigma_{\text{изм}} \leq 4\%$; σ_{max} — суммарная предельная погрешность нагружения, $\sigma_{\text{max}} \leq 5\%$.

Однако следует отметить, что весьма существенную роль в последние годы стал играть экономический фактор, требующий максимально возможного сокращения затрат на всех этапах разработки, изготовления и эксплуатации ракетной техники. Поэтому при разработке стендовой установки необходимо учитывать, что затраты на ее изготовление могут быть значительно снижены за счет применения универсального стендового оборудования, имеющего достаточно широкие технические характеристики и возможность многократного использования.

В этой связи проектирование стендовых установок для ЗСПИ разрабатываемых на предприятии изделий целесообразно проводить в последовательности, приведенной на рис. 3.

На первом этапе — этапе эскизного проектирования — на основе анализа конструктивных особенностей ОИ, а также характера и величин заданных нагрузок определяются принципиальная схема стендовой установки и ее основные конструктивные элементы. На следующем этапе проводится анализ технических и геометрических характеристик конкретных элементов стендовой базы предприятия, по результатам проведения которого определяются конструктивные элементы, характеристики которых не исключают возможности их применения в проектируемой конструкции стендовой установки.

Далее с помощью рассмотренной выше процедуры получения количественных оценок степени адекватности стендовых и эксплуатационных условий нагружения ОИ производится расчет параметра λ . Если проведенный анализ выявил, что стендовая установка не может быть спроектирована опираясь только на готовые элементы оснастки, то разработка недостающих элементов ведется в соответствии со специально созданной методикой проектирования ССН с заданными жесткостными характеристиками.

Приведенная комплексная методика проектирования стендовых систем нагружения дает возможность разработать стендовую установку для статических прочностных испытаний крупногабаритных изделий РКТ, обеспечивающую требуемую нормативной документацией точность реализации расчетных режимов нагружения объекта испытаний при максимально возможном использовании готовых элементов оснастки стендовой базы предприятия.



Рис. 3. Схема комплексной методики проектирования ССН для статических испытаний

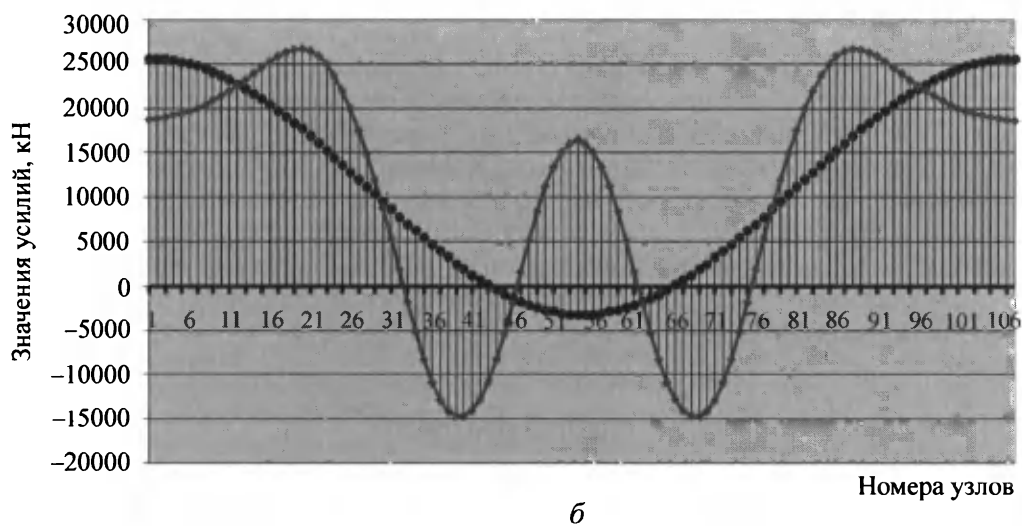
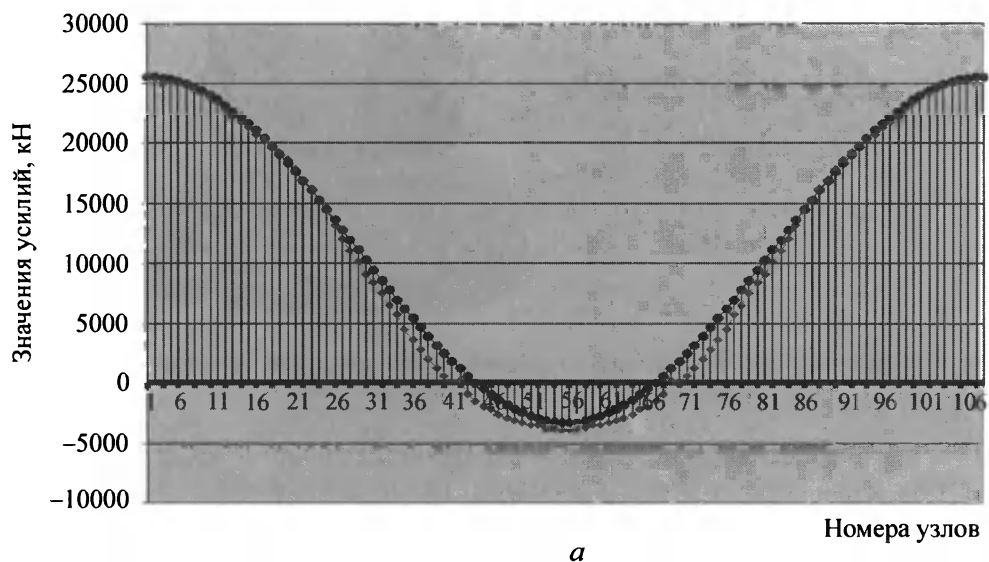


Рис. 4. Эпюры распределения усилий в граничных узлах объекта испытаний:
a — стендовая установка с двумя плитами; *б* — стендовая установка с одной плитой

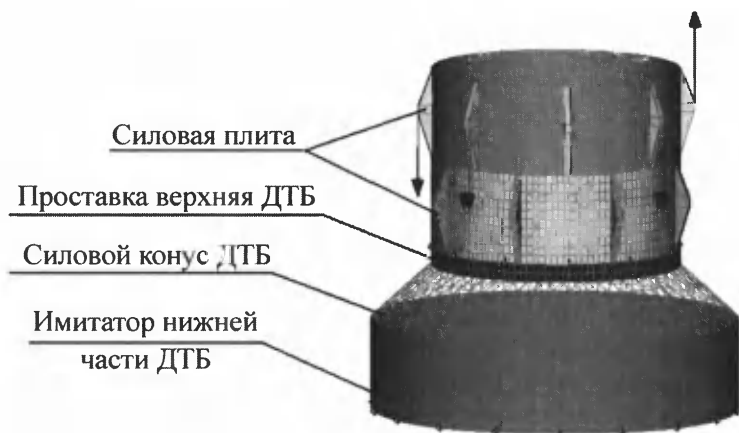


Рис. 5. Схема стеновой установки для испытаний силового конуса дополнительного топливного бака (ДТБ) разгонного блока

Такой универсальный подход применен при разработке ССН для зачетных статических прочностных испытаний целого ряда изделий КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Эпюры распределения усилий в граничных узлах объекта испытаний при вариантах стеновой установки с одной и, соответственно, двумя силовыми плитами показаны на рис. 4.

На рис. 5 приведена схема стеновой установки для статических испытаний силового конуса дополнительного топливного бака РБ «Бриз». Проведенный анализ заданной схемы нагружения отсека и его конструктивных параметров показал, что стенд может быть разработан на основе готовых элементов стеновой оснастки. Однако КЭ моделирование системы «ОИ — ССН» выявило, что жесткостные характеристики силовой плиты не обеспечивают необходимую точность реализации заданных режимов нагружения ОИ. В то же время передача заданных нагрузок — комбинации осевой сжимающей силы и изгибающего момента — через две плиты, установленных одна на другую, обеспечивает требуемые значения параметра адекватности.

Список литературы

1. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Гусарев А.Г., Морозов В.А. Наземная отработка — основа обеспечения надежности РКТ // Общероссийский научно-технический журнал «Полет» (КБ «Салют» — 50 лет). 2001. С. 107–109.
2. Месарович М., Такахара Я. Общая теория систем. Математические основы / Пер. с англ. М.: Мир, 1978. 312 с.
3. Тетельбаум И.М., Тетельбаум Я.М. Модели прямой аналогии. М.: Наука, 1979. 384 с.
4. Кензин С.С., Данилов Д.Б. Конечно-элементное моделирование при проектировании стеновых систем нагружения крупногабаритных изделий РКТ // Труды XIX международной конференции «Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов» Т. 2. 2001. С. 195–199.

Формализация процессов в описании технологических операций подготовки ракет-носителей тяжелого класса к применению

А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев, В.Л. Иванов, А.В. Чалый

Система эксплуатации РКТ представляет собой совокупность объекта, технологического процесса, задаваемого эксплуатационной документацией и нормативными актами, технологического оборудования, инфраструктуры полигона, рабочих мест, расчетов специалистов (инженеров-испытателей, операторов, монтажников), проводящих работы с РКТ на техническом (ТК) и стартовом (СК) комплексах. Процесс подготовки составных частей (СЧ) РКТ состоит из работ по подготовке ракеты-носителя (РН), разгонного блока (РБ) и космического аппарата как по отдельности на ТК, так и в составе ракеты космического назначения (РКН) на ТК и СК. Наиболее важны процессы проведения контрольных операций функционирования систем как СЧ, так и РКН в целом.

В сложных организационно-технических системах, таких как система эксплуатации РКТ, необходимо анализировать не только и не столько изменение параметров, сколько изменение свойств этих систем. Поскольку большое число свойств технических систем имеют качественный характер, они не могут быть адекватно представлены сетевыми и функциональными моделями. Модели таких систем должны позволять анализировать не только изменение параметров, но и изменение состава и состояния структурных элементов. По изменению параметров можно судить об изменении состояния объекта моделирования. Однако для более полного анализа изменение свойств или состава должно быть представлено в более эффективном виде. Для решения задач анализа, оптимизации, согласования различных характеристик процессов при исследовании поведения сложных технических систем, систем проектирования, принятия решений, систем контроля операций и тем более при создании УТС в настоящее время широко применяются методы имитационного моделирования (ИМ).

Построение имитационной модели процесса подготовки СЧ на ТК и СК на основе математического аппарата сетей Петри позволит ответить на такие вопросы: в каких состояниях пребывали объект и система эксплуатации, какие состояния достигаются и какие последствия могут возникнуть? Моделирование процессов с помощью сетей Петри основано на взаимосвязи событий и условий. Событие — действие, происходящее в системе, а условие — логическое описание системы (ложь—истина). Условия делятся на предусловия, определяющие реализацию события, и постусловия — следствия происходящего действия. Формально сеть Петри представляется как набор вида [2]

$$C = (P, T, F, W, \mu_0), \quad (1)$$

где P — множество позиций, под которыми будем понимать состояния объекта и системы эксплуатации, являющиеся условиями элементарных операций процесса подготовки составных частей РКН; T — множество переходов (событий), т.е. элементарных операций процесса подготовки; $F \subseteq (P \times T) \cup (T \times P)$ — множество дуг (отношения инцидентности), такое, что любой элемент сети инцидентен хотя бы одному элементу другого типа; $W: F \rightarrow C^+$ — функция кратности дуг; $\mu_0: P \rightarrow C$ — начальная маркировка сети, соответствующая исходному состоянию объекта и системы эксплуатации.

Функция инцидентности F представляется реализацией двух функций: I — входов и O — выходов:

$$\left. \begin{aligned} I: P \times T &\rightarrow \{0, 1\} \\ O: T \times P &\rightarrow \{0, 1\} \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

Состояние системы в сетях Петри описывается ее маркировкой, когда позициям сетей Петри ставятся в соответствие некоторые натуральные числа, равные значению функции. Функционирование имитационной модели, представленной сетью Петри, заключается в срабатывании переходов и изменении маркировки. Переход t срабатывает при маркировке μ , если

$$\mu(p) - F(p, t) \geq 0, \quad \forall p \in P. \quad (3)$$

В результате срабатывания перехода t маркировка μ заменяется маркировкой μ' по следующему правилу:

$$\mu'(p) = \mu(p) - F(p, t) + W(t, p), \quad \forall p \in P, \quad (4)$$

т.е. в результате срабатывания из всех входных позиций перехода t изымается $F(p, t)$ маркеров и в каждую выходную позицию добавляется $W(t, p)$ маркеров. Это означает, что маркировка μ' непосредственно достижима из маркировки μ и обозначается $\mu \rightarrow \mu'$. Графическим изображением сети Петри является двудольный ориентированный граф с двумя типами вершин, принадлежащих множествам P и T , а дуги соответствуют функции инцидентности позиций и переходов. Фрагмент модели подготовки РБ на ТК показан на рис. 1. При построении имитационной модели процесса подготовки РКТ к эксплуатации необходимо учитывать вероятности возникновения НшС и предусмотреть механизм распознавания и парирования НшС.

В случае обнаружения дефектов, возникновения отказов систем в процессе испытаний составная часть РКН подвергается доработке, заключающейся в замене узлов и агрегатов из состава ЗИПа, внесении изменений в конструкцию, если это возможно на ТК, и т.д., и вновь

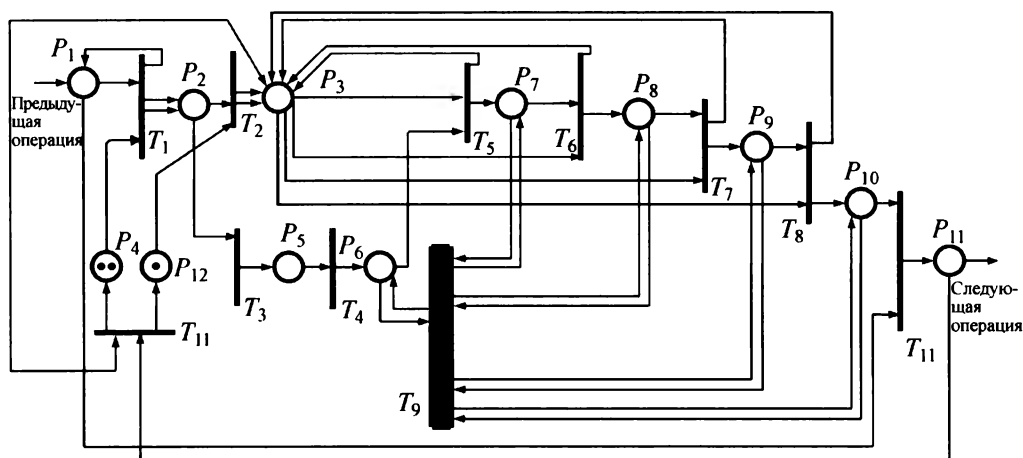


Рис. 1. Сеть Петри проведения проверки давления транспортирования ПГС РБ:

T_1 — начало работ; T_2 — подготовка технологического оснащения к работе; T_3 — замер параметров в зале ТК; T_4 — определение контрольных параметров; T_5 — контроль давления в баках высокого давления (ВД); T_6 — контроль давления в шаробаллоне (ШБ); T_7 — контроль давления в ПГСП; T_8 — контроль давления в баках низкого давления (НД); T_9 — запись в формуляр; T_{10} — окончание работ; T_{11} — приведение оборудования в исходное состояние; P_1 — поступление команды «ПРИСТУПИТЬ К РАБОТЕ»; P_2 — исходное состояние; P_3 — готовность оборудования к работам; P_4 — готовность персонала; P_5 — замеренные параметры; P_6 — контрольные параметры; P_7 — параметр «ДАВЛЕНИЕ В БАКАХ ВД В НОРМЕ»; P_8 — параметр «ДАВЛЕНИЕ В ШБ В НОРМЕ»; P_9 — параметр «ДАВЛЕНИЕ В ПГСП В НОРМЕ»; P_{10} — параметр «ДАВЛЕНИЕ В БАКАХ НД В НОРМЕ»; P_{11} — работы окончены; P_{12} — оборудование в исходном состоянии

подвергается испытаниям того вида, при которых были обнаружены дефекты.

При данных условиях модель безотказности СЧ [3] в процессе испытаний и отсутствия дефектов и отказов при выполнении технологических операций для $s + 1$ -го уровня иерархии при испытаниях на конкретном рабочем месте имеет вид четырехпараметрического бета-распределения с параметрами: θ_1 — математическое ожидание t ; θ_2 — мода t ; θ_3 — минимальное значение t ; θ_4 — максимальное значение t (для любых $i = \overline{1, n}$). Тогда закон распределения длительности $\bar{t}_{j(s)}$ безотказного функционирования j -системы s -го уровня иерархии морфологической структуры (МС) представлен следующим выражением

$$\psi'_{\bar{t}(s)}(x) = \gamma_s((\psi''_{\bar{t}(s+1)}(x): i \in \overline{1, r_{s+1}})), \quad (5)$$

где γ_s — оператор, отображающий множество законов распределения длительности безотказного функционирования r_{s+1} СЧ $s + 1$ -го уровня

иерархии МС изделия в закон $\psi'_{\hat{i}(s)}(x)$ s -го уровня иерархии МС изделия, которое испытывается на рабочем месте при проведении автономных (АИ) и комплексных (КИ) испытаний.

Плотность распределения вероятности случайной величины выражается уравнением

$$\psi''_{\hat{i}(s+1)}(x) = p_0 \psi''_{\hat{i}(s+1)}(x; \bar{\theta}) + q_0 \psi''_{\hat{i}(s+1)}(x; \bar{\theta}_d), \quad (6)$$

где $\bar{\theta}(\bar{\theta}_d)$ — значение моды распределения $\bar{\theta}_d = \{\bar{\theta}_{k_d} : k = \overline{1, n}\}$, $\bar{\theta}_{k_d} = \bar{\theta}_k + \Delta\bar{\theta}_k$, $\bar{\theta} = \{\bar{\theta}_k : k = \overline{1, n}\}$; $\bar{\theta}_k = \text{Mo}[\bar{\theta}_k]$, $k = \overline{1, n}$ (значение вектора после доработки) Мо, полученного в результате испытаний.

С учетом возможности непоявления дефектов выражение (6) примет вид

$$\psi''_{\hat{i}}(x) = p_o \psi''_{\hat{i}}(x; \bar{\theta}) + q_o \psi''_{\hat{i}}(x; \bar{\theta}_d), \quad (7)$$

где $\bar{\theta} = \langle \bar{\theta}_i : i \in \overline{1, n} \rangle$, $\bar{\theta}_d = \langle \bar{\theta}_{i_d} : i \in \overline{1, n} \rangle$.

В соответствии с полученными выражениями апостериорный параметр распределения вероятностей на множестве значений n примет вид

$$\psi''_{\theta k}(x; t^*_{\langle n \rangle}, N_{(.)}) = \frac{\xi(\theta; t^*_{\langle n \rangle}, N) \psi'_{\theta k}(x)}{\int_{\bar{D} \psi'_{\theta k}} \xi(\theta; t^*_{\langle n \rangle}, N) \psi'_{\theta k}(x) dx}, \quad (8)$$

где $N_{(.)} = \bigcup_{j=1} N_{ij} \{ \bigcup N_{ijk} \}$ — плановое число испытываемых СЧ РН, объединяющих i этапов, j систем в i этапах и k агрегатов в каждой из j систем; $t^*_n = \langle t^*_j; j = \overline{1, n} \rangle$ — вектор реализаций случайной величины $\hat{t}_i$, $j = \overline{1, n}$; $\bar{t}_i$ — случайная величина длительности безотказного функционирования на каждом i этапе.

В результате проведенных исследований получена имитационная модель процесса подготовки СЧ РН на ТК и СК, учитывающая поведение объекта, фрагмент которой для операции «Проверка давления транспортирования ПГС РБ» представлен на рис. 1.

Учитывая опыт эксплуатации РКТ, данная модель позволяет в режиме вычислительного эксперимента смоделировать возникновение наиболее характерных НшС и отработать решения по выходу из них. Кроме того, к переходам данной модели могут быть привязаны внешние модели визуализации процесса, т.е. динамические модели трехмерной графи-



Рис. 2. Взаимодействие модулей имитационной модели

ки, динамические модели функционирования систем, построенные на основе принципиальных схем, видео- и фотоматериалы, что повышает информативность модели. Взаимодействие программно-информационных модулей имитационного моделирования УТС представлено на рис. 2. Программно-информационное ядро УТС взаимодействует с центральной базой данных УТС посредством модуля управления работой комплекса. По запросу системы база данных выдает информацию для модуля генерации учебно-тренировочных задач (УТЗ) и хранит необходимые материалы для визуализации процесса. УТЗ включают ссылки на информационные объекты.

Таким образом, в результате применения математического аппарата сетей Петри для формализации процесса подготовки изделий РКТ к эксплуатации было разработано инвариантное ядро системы, позволяющее генерировать различные ситуации и отрабатывать мероприятия по выходу из них.

Список литературы

1. Бизяев Р.В., Иосифов П.А., Недайвода А.К., Решетников В.Н., Соколов В.П. Построение компьютерных учебно-тренировочных средств эксплуатации ракетно-космической техники // Программные продукты и системы (Тверь). 2004. № 4. С. 2–5.
2. Котов Б.Е. Сети Петри. М.: Наука, 1984. 160 с.
3. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. М.: Машиностроение, 1998. 240 с.

Информационная управляющая измерительная система при комплексных испытаниях сложных технических систем

В.З. Воронкович, Е.Н. Питомец

В процессе наземной стендовой отработки изделий РКТ при проведении комплексных испытаний задействуются, как правило, три основные макросистемы — система управления, информационно-измерительная система медленно меняющихся параметров и информационно-измерительная система быстроменяющихся параметров. Определение технического состояния объекта испытаний при проведении подготовительных операций, в процессе проведения эксперимента и при проведении заключительных операций проводится по показаниям информационно-измерительной системы медленно меняющихся параметров. На систему управления возлагаются задача проверки исправного состояния объекта испытаний при подготовке к эксперименту, реализация штатной циклограммы и команд оператора в процессе проведения эксперимента и приведение исполнительных элементов объекта испытаний в исходное состояние при проведении заключительных операций. При этом каждая из систем, обеспечивающих процесс комплексных испытаний, обладает независимым непересекающимся информационным пространством, что приводит к необходимости послесекансной обработки результатов испытаний с построением единого информационного пространства на основе зарегистрированных результатов работы системы управления и информационно-измерительной системы, что в современных условиях лимита времени и средств, выделяемых на этап комплексных испытаний, нерационально.

Решение задачи создания информационного пространства сопровождения процессов управления и контроля при проведении комплексных гидропроливочных испытаний пневмогидравлической системы подачи компонентов топлива в двигательную установку (ПГСД ДУ) типовых изделий требует рассмотрения следующих вопросов:

- выделение определяющих параметров из общего потока регистрируемой информации для решения задач управления и диагностирования в реальном масштабе времени;
- разбиение шагов циклограммы на характерные интервалы, каждому из которых ставится в соответствие вектор текущего состояния из определяющих параметров;
- определение мощности информационных потоков;
- обеспечение достоверности выдачи управляющего сигнала при реализации циклограмм управления, а также подтверждение достоверности зарегистрированных сигналов определяющих параметров.

Для решения поставленной задачи необходимо применять комбинированные системы автоматизированного контроля с функциями управления, способные осуществлять оперативный контроль состояния стендового изделия в реальном масштабе времени и проводить запись значений регистрируемых сигналов от источников информации на устройство долговременного хранения информации для послесекансного анализа результатов испытаний. Оперирова

аналогово-дискретной информацией в динамическом режиме с учетом влияния стендовых систем на ПГСП, универсальная ИИУС должна осуществлять реализацию циклограммы в реальном масштабе времени и диагностирование состояния ПГСП. Информационные измерительные и управляющие системы (ИИУС), выполняющие перечисленные выше функции, называются системами технического диагностирования (СТД) с функциями управления. Такая СТД должна осуществлять функции управления при подготовке к комплексным испытаниям, собственно при испытаниях и при послесекансных операциях. Следует отметить, что при определении состава технических средств СТД с функциями управления необходимо учитывать как особенности ПГСП, так и особенности комплексных испытаний, управления и контроля.

На рис. 1 представлена принципиальная схема ИИУС, работающей в качестве СТД с функциями управления. Она содержит источники информации (ИИ) стендового изделия с системами стенда 1; исполнительные элементы (ИЭ) стендового изделия с системами стенда 2; коммутатор 3; подсистему ввода информации, необходимой для управления и диагностирования (диагностическая модель, циклограмма работы ПГСП и т.д.) 4; подсистему генерации диагностической модели 5; подсистему формирования вектора текущего состояния ПГСП на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 6; подсистему определения состояния ПГСП на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 7; подсистему идентификации возможных дефектов ПГСП на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 8; подсистему нераспознанных дефектов 9; систему единого времени 10; подсистему оперативного представления информации в реальном масштабе времени 11; оператора, ведущего испытания, 12; устройства печати 13; подсистему реализации циклограммы 14; подсистему поддержки циклограммы на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 15; подсистему формирования команд 16; подсистему формирования оперативных параметров управления 17; силовые элементы 18; подсистему выборки определяющих параметров управления и диагностирования 19; подсистему предварительной обработки 20; видеотерминалы 21; таймер 22; устройство долговременного хранения информации 23.

Перед началом испытаний посредством подсистемы подготовки и ввода исходных данных 4 либо с устройства долговременного хранения информации либо с клавиатуры видеотерминалов 21 в ИИУС (в подсистему генерации диагностической модели ПГСП 5, подсистему реализации циклограммы, подсистему поддержки циклограммы) вводятся математическая модель (ММ) диагностирования ПГСП, циклограмма испытаний на данном эксперименте, параметры работы стендовых подсистем для поддержки штатной циклограммы на данном эксперименте. При этом при помощи системы единого времени (СЕВ) 10 таймер 22 ИИУС устанавливается в исходное положение (происходит обнуление счетчика времени и производится синхронизация систем, участвующих в эксперименте, путем подачи сигнала от СЕВ на таймер 22 и на смежные системы).

В каждом i -м временном сечении k -интервала циклограммы подсистема реализации циклограммы 14 в соответствии с заложенной циклограммой и определяющими параметрами управления, полученными от под-

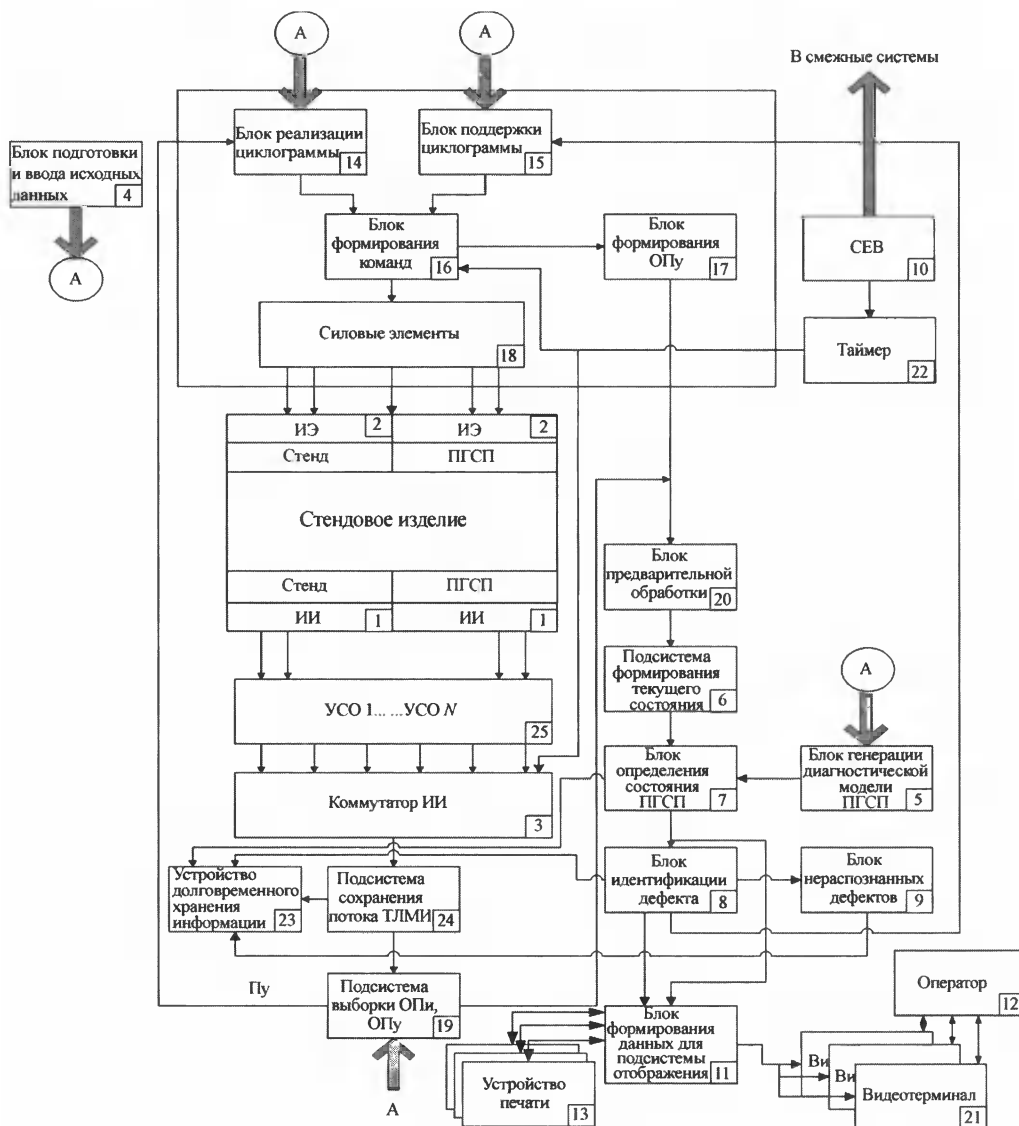


Рис. 1. Структурная схема ИИУС на этапе НСО

системы формирования оперативных параметров управления 17, вырабатывает вектор состояния ИЭ. Подсистема поддержки циклограммы на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 15 генерирует вектор состояния стендовых ИЭ для поддержки штатной циклограммы управления экспериментом. В случае нештатного развития эксперимента подсистема формирования команд 16 вносит соответствующие изменения в действующую циклограмму на основе вектора состояния ИЭ 2, сгенерированного подсистемой поддержки циклограммы на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 15, после чего выдает управляющие сигналы на

силовые элементы 18, реализующие непосредственное управление ИЭ стенда и стендового изделия.

В процессе испытания ПГСП в составе стендового изделия и стенда информация с ИИ стендового изделия 1 через коммутатор (аналогово-цифровой преобразователь — АЦП) 3 и блок предварительной обработки 20 поступает в ИИУС, в подсистему формирования вектора текущего состояния ПГСП на i -м временном сечении k -интервала циклограммы 6. В этом блоке по определенным временным сечениям (интервал квантования аналоговой информации, получаемой с ИИ, осуществляемой АЦП по программе диагностирования) происходит формирование векторов текущего состояния ПГСП из значений определяющих параметров.

Сформированный вектор текущего состояния ПГСП сравнивается с эталонным вектором состояния (ЭВС). В свою очередь, ЭВС описан в конкретном временном сечении эксперимента k -го интервала ММ диагностирования ПГСП в подсистеме 5 и в подсистеме определения состояния ПГСП 7. В случае, если состояние системы признано ММ неработоспособным либо работоспособным, но неисправным, то при помощи ММ диагностирования ПГСП производится идентификация дефекта в подсистеме 8, о чем сообщается оператору 12, ведущему испытания, через видеотерминал 21 подсистемы 10 оперативной системой представления информации в реальном масштабе времени. Если же дефект ММ диагностирования не определен, то об этом также сообщается оператору 12 при помощи видеотерминала 21 оперативной системы представления информации 10. При этом параллельно информация о нераспознанных дефектах заносится из подсистемы 9 на устройство долговременного хранения информации 23 для послесеансной обработки. На устройство долговременного хранения информации 23 также заносится поступающий с коммутатора 3 необработанный информационный поток значений всех параметров, фиксируемых ИИ на данном эксперименте, а также команды управления, сгенерированные ИИУС. При проведении последующих испытаний модель корректируется путем ввода в подсистему 4 информации о зафиксированных ранее дефектах и не описанных ММ.

После проведения эксперимента диагностическая информация о состоянии стендового изделия выводится на устройства печати 13, которые выдают оператору, ведущему испытания, протокол о состоянии ПГСП в составе стендового изделия и стенда. В этом протоколе помимо оценки состояния стендового изделия дается также рекомендация по дальнейшему проведению испытаний.

На рис. 2 представлена схема алгоритма работы СТД в реальном масштабе времени. После проведения подготовительных работ и ввода исходных данных по проводимому эксперименту производят запуск часов времени испытаний (система 10, см. рис. 1), а также дается команда подсистеме реализации 14 циклограммы и подсистеме поддержки циклограммы 15 на отработку циклограммы работы ПГСП. Коммутатор 2 производит опрос значений параметров, фиксируемых ИИ, и запись в ИИУС с учетом времени опроса на i -м временном сечении k -интервала циклограммы. Часть параметров, значения которых приняты для отображения видеотерминалами 21

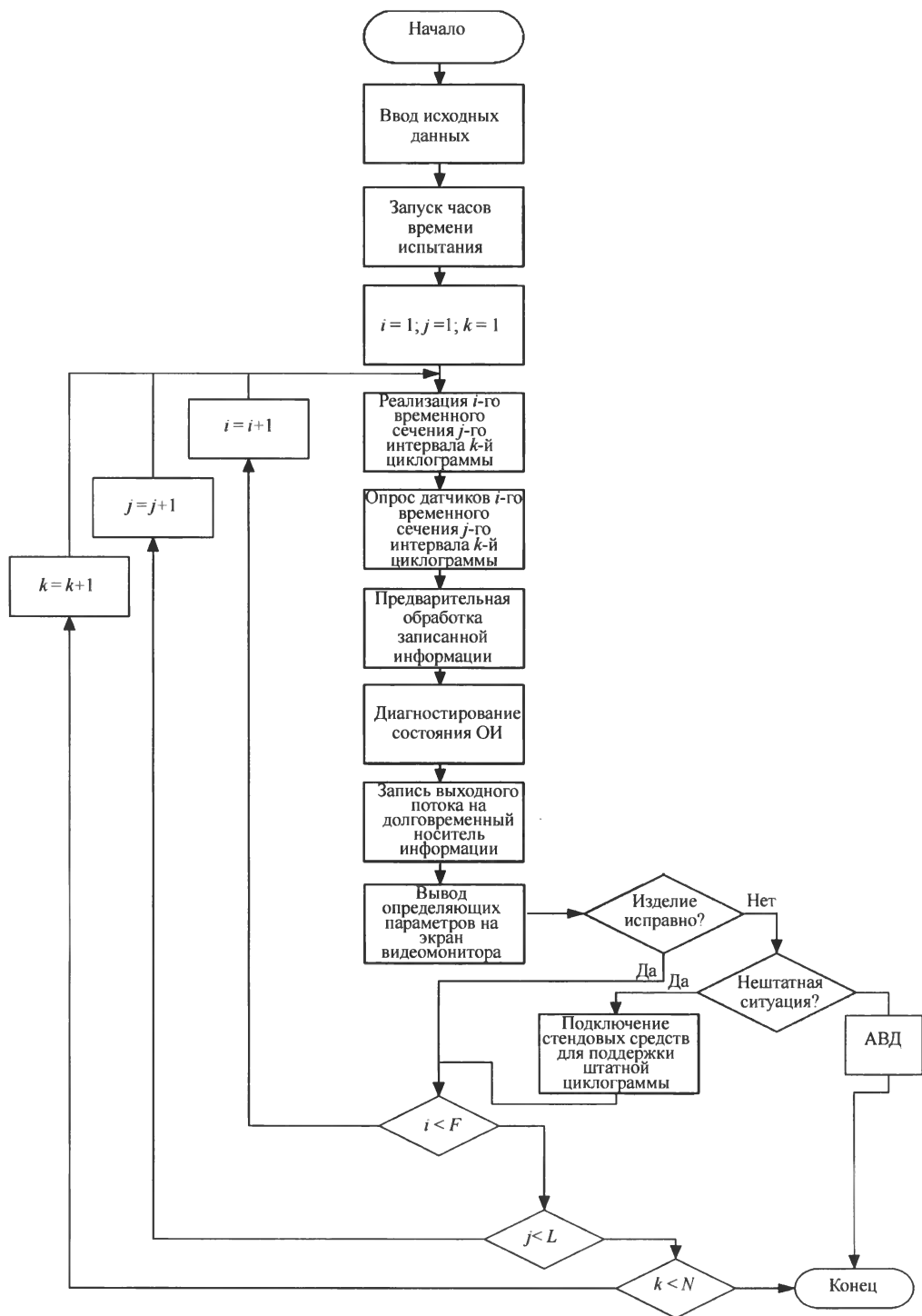


Рис. 2. Схема алгоритма работы ИИУС в реальном масштабе времени

подсистемой оперативного представления информации 11, подвергаются предварительной обработке (подсистема 20), которая заключается в проверке регистрируемых значений на достоверность и на существенность, а также в переводе (в подсистеме 11) кодовых значений в оцифрованную и измеренную физическую величину.

После предварительной обработки полученные значения определяющих параметров, которые приняты для формирования вектора текущего состояния (в подсистеме 6), подвергаются вторичной обработке, в результате чего происходит диагностирование состояния стендового изделия (подсистемы 8, 9), результаты диагностирования наряду с входным потоком отсчетов выводятся на устройство долговременного хранения информации 23. В случае, если подошло время отображения информации подсистемой оперативного представления информации 11, производятся выбор существенно изменившихся параметров, их тарировка и оцифровка. Затем производятся формирование кадра и вывод его на видеотерминал 21.

Если при диагностировании состояния объекта испытаний на данном временном сечении данного интервала выполняемой циклограммы идентифицировано как нештатная ситуация, ИИУС производит подключение стендовых средств с помощью блока поддержки циклограммы 15. Если же состояние объекта испытаний идентифицировано как аварийное, ИИУС формирует и отрабатывает команду на аварийное выключение двигателя (АВД).

Если испытания продолжаются, то происходит повторение всей процедуры работы алгоритма ИИУС в процессе комплексных испытаний.

Заключение. 1. Рассмотренная система формирования единого информационного пространства процесса комплексных испытаний позволяет минимизировать временные, финансовые и людские затраты на проведение комплексных испытаний сложных технических систем типа ПГСП ДУ.

2. Предложена аппаратная реализация информационной измерительной управляющей системы с элементами диагностирования и возможностью поддержки штатной циклограммы средствами стенда.

3. Предлагаемый алгоритм функционирования ИИУС позволяет в случае проявления нештатной ситуации использовать в автоматическом режиме стендовые средства для поддержки штатной циклограммы.

Список литературы

1. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н., Бизяев Р.В., Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудinov С.В., Питомец Е.Н. Информационная система послесекансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ // Авиакосмическая техника и технология. 2002. № 3. С. 31–37.

2. Бахвалов Ю.О., Бизяев Р.В. Испытания на прочность композитных конструкций летательных аппаратов. М.: Изд-е МАТИ, 2006. 152 с.

3. Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. М.: Изд-во МАИ, 1997. 164 с.

4. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. М.: Машиностроение, 1998. 240 с.

Экспериментальное определение характеристик электрогидросервоприводов

А.В. Альбрехт, О.А. Колтуновская

Для анализа устойчивости и управляемости ракет-носителей (РН) во время полета необходимо детальное знание свойств всех элементов объекта управления и точное математическое описание их статических и динамических характеристик. От точности математического описания динамической схемы изделия зависит возможность создания системы управления, адекватной заданному объекту, способной надежно решить поставленные задачи, включая задачу снижения аварийности.

Одним из основных элементов системы управления РН как объекта управления является рулевой тракт (РТ), включающий в себя рулевой электрогидросервопривод (ЭГС) и двигатель, установленный в специальном подвесе, обеспечивающем возможность поворота камеры двигателя на определенные углы.

Основные характеристики ЭГС, полученные расчетным путем, вследствие приближенности расчетов, технологических особенностей изготовления, наличия допусков на изготавливаемые элементы могут варьироваться в достаточно широком диапазоне. Для получения точных характеристик возможно использование результатов стендовых автономных испытаний. Ниже приводятся методики экспериментального определения некоторых характеристик ЭГС.

Определение характеристик проводилось на стенде для автономной отработки рулевых приводов, в качестве объекта исследований использовался экземпляр ЭГС дроссельного (золотникового) регулирования для двигателя ракеты-носителя, прошедшего доводочные испытания. Схема стендовой системы измерения представлена на рис. 1.

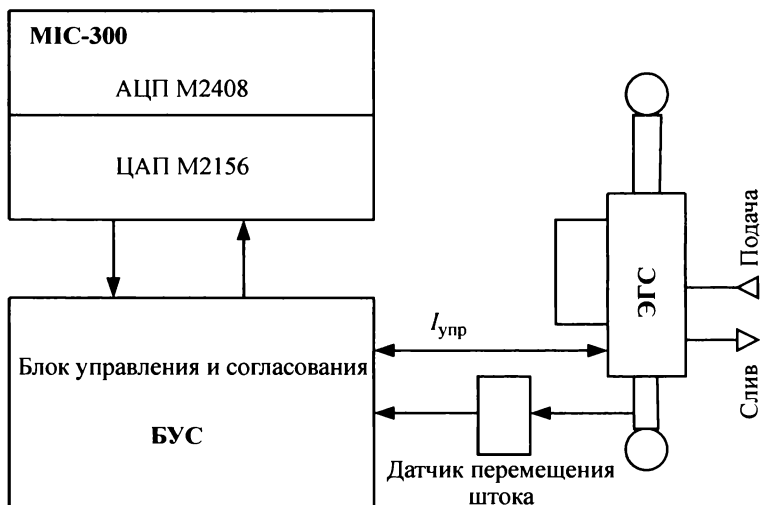


Рис. 1. Схема стендовой системы измерения и управления

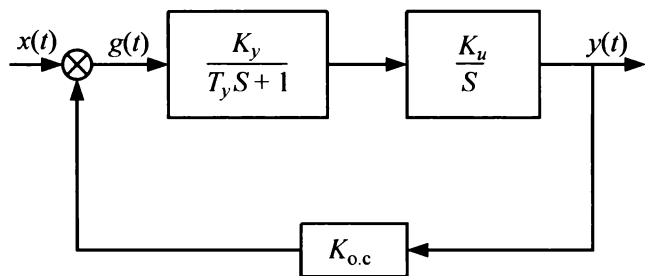


Рис. 2. Структурная схема ЭГС

Дроссельный гидропривод представляет собой двухкаскадный гидроусилитель и исполнительный механизм (цилиндр), охваченные жесткой обратной связью. Первым каскадом является гидроусилитель типа сопло-заслонка, где в качестве управляющего элемента применен электромеханический преобразователь, находящийся вне гидромеханического контура, вторым — гидроусилитель золотникового типа [1].

Как показывает практика, в диапазоне частот до 15 Гц первый каскад усиления хорошо описывается апериодическим звеном первого порядка, а второй — интегрирующим звеном [4].

Структурная схема ЭГС представлена на рис. 2, где $x(t)$ — управляющее воздействие (ток управления); $y(t)$ — реакция системы (перемещение штока); $g(t)$ — величина ошибки; K_u — коэффициент усиления исполнительного устройства; K_y , T_y — коэффициент усиления и постоянная времени гидроусилителя; $K_{o.c}$ — коэффициент обратной связи.

Таким образом, ненагруженный дроссельный гидропривод с разомкнутой обратной связью представляет собой реальное интегрирующее звено, и его передаточная функция $W(S)$ имеет вид

$$W(S) = \frac{Y(S)}{X(S)} = \frac{K_y K_u}{S(T_y S + 1)}, \quad (1)$$

соответственно замкнутая система будет иметь передаточную функцию следующего вида:

$$\Phi(S) = \frac{W(S)}{1 + K_{o.c} W(S)} = \frac{\frac{1}{K_{o.c}}}{\frac{T_y}{K_{o.c} K_v} S^2 + \frac{1}{K_{o.c} K_v} S + 1}, \quad (2)$$

где $K_v = K_y K_u$ — коэффициент усиления разомкнутого звена.

Исходя из изложенного выше предлагаются следующие методики экспериментального определения коэффициентов передаточной функции ЭГС.

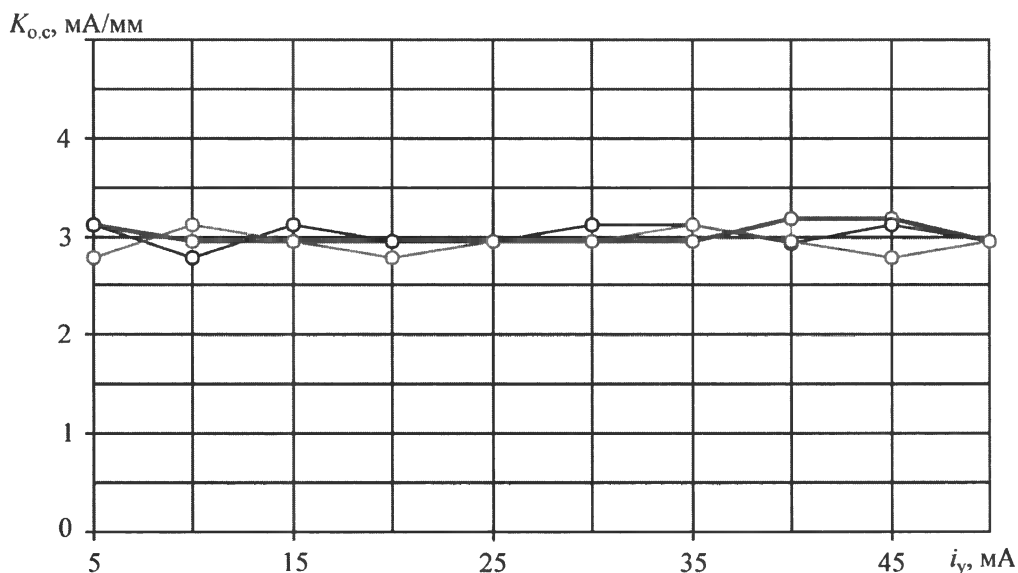


Рис. 3. График зависимости $K_{o.c.}$ от величины управляющего сигнала (3 измерения)

1. Определение коэффициента обратной связи при определении статической характеристики. Из уравнения (2) очевидно, что наличие обратной связи в гидроприводе делает его позиционным звеном, т.е. перемещение выходного элемента (штока) пропорционально входному электрическому сигналу, и коэффициент пропорциональности определяется величиной коэффициента обратной связи.

Таким образом, измеряя величины входного сигнала (тока управления [мА]), соответствующего ему выходного сигнала (перемещение штока [мм]) в установившемся режиме и вычисляя их отношение, можно определить значение коэффициента обратной связи.

На рис. 3 представлены результаты определения $K_{o.c.}$ для разных величин управляющего сигнала. Как следует из графика, значение $K_{o.c.}$ определяется достаточно точно во всем диапазоне измерения (5...50 мА). В данном случае средняя величина $K_{o.c.}$ составила 3,05 мА/мм.

2. Определение коэффициента добротности при линейно возрастающем управляющем сигнале. Одним из критериев качества следящих систем является отношение установившейся выходной скорости следящего движения к установившейся величине ошибки, т.е. добротности [2].

Значение коэффициента добротности D должно быть таким, чтобы, с одной стороны, статическая и скоростная ошибки не превышали допустимых значений и, с другой — обеспечивались достаточные демпфирование и запас устойчивости рулевого привода. Таким образом, экспериментальное определение коэффициента добротности является одной из главных задач наземной автономной отработки ЭГС.

Уравнение (2) может быть записано в следующем виде:

$$\Phi(S) = \frac{1}{\frac{K_{o.c}}{T_y S^2 + \frac{1}{D} S + 1}}, \quad (3)$$

где $D = K_v K_{o.c}$ — коэффициент добротности.

В случае подачи на вход ЭГС линейно возрастающего управляющего сигнала $I_{упр}(t) = at$ ($a = \text{const}$) передаточной функции (3) будет соответствовать линейное неоднородное дифференциальное уравнение:

$$\frac{T_y}{D} \frac{d^2 y}{dt^2} + \frac{1}{D} \frac{dy}{dt} + y = \frac{at}{K_{o.c}}. \quad (4)$$

Решением дифференциального уравнения второго порядка с постоянными коэффициентами будет

$$y(t) = e^{-\frac{t}{2T_y}} \left[\frac{a}{K_{o.c} D} \cos \frac{\sqrt{4T_y D - 1}}{2T_y} t + \left(\frac{1}{2DT_y} - 1 \right) \frac{2aT_y}{K_{o.c} \sqrt{4T_y D - 1}} \sin \frac{\sqrt{4T_y D - 1}}{2T_y} t \right] + \frac{at}{K_{o.c}} - \frac{a}{K_{o.c} D}. \quad (5)$$

В установившемся режиме перемещение штока описывается уравнением вида

$$y(t) = \frac{at}{K_{o.c}} - \frac{a}{K_{o.c} D}. \quad (6)$$

Первый член уравнения (6) описывает требуемое движение, второй — характеризует ошибку слежения. Умножая обе части уравнения (6) на $K_{o.c}$, получим нормализованное уравнение движения штока, приведенное к величине входного сигнала:

$$y_{\text{норм}}(t) = at - \frac{a}{D}. \quad (7)$$

Ошибка слежения составит

$$x_{\text{вх}}(t) - x_{\text{вых}}(t) = i_y(t) - y_{\text{норм}}(t) = a\Delta t = \frac{a}{D}, \quad (8)$$

где Δt — ошибка слежения по времени.

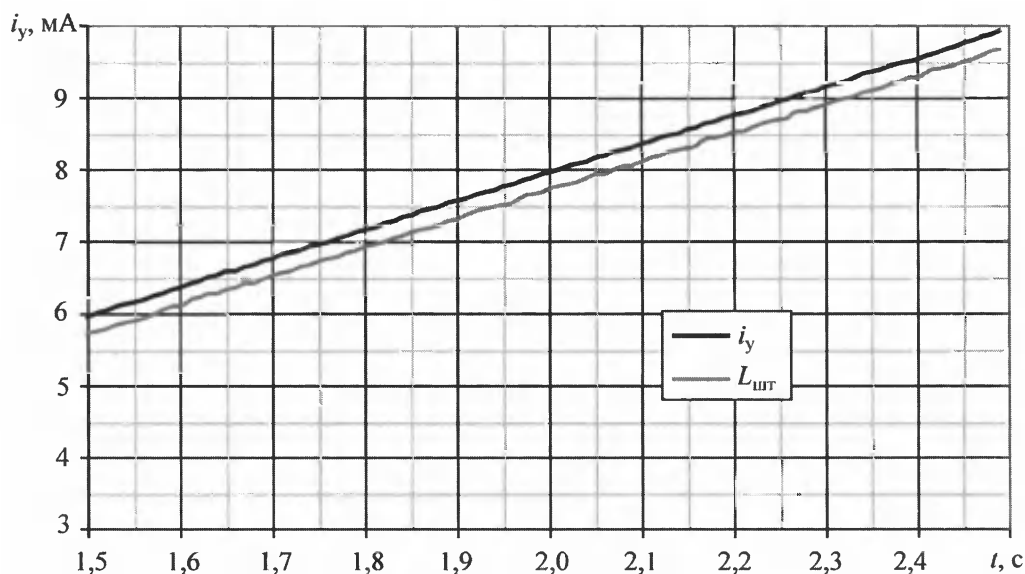


Рис. 4. Временная диаграмма изменения тока управления и соответствующего нормализованного сигнала перемещения

Временные диаграммы входного сигнала ($i_y = 10$ мА, $a = 4$ мА/с) и нормализованного выходного сигнала перемещения штока приведены на рис. 4. Для уменьшения влияния случайных составляющих погрешности измерения массив данных выходного сигнала был обработан с применением метода наименьших квадратов.

Подобное наглядное представление входного и выходного сигналов позволяет легко определить величину ошибки слежения по времени Δt , которая, как следует из уравнения (8), является обратной величиной добротности. Как показали проведенные измерения, средняя ошибка слежения по времени составила 0,065 с, что соответствует значению добротности $D = 14,7$ с⁻¹.

3. Определение коэффициента добротности фазовой частотной характеристики. Уравнение передаточной функции для замкнутой системы (2) может быть записано в следующем виде [3]:

$$W(S) = \frac{K}{T^2 S^2 + 2\xi TS + 1}, \quad (9)$$

где $K = \frac{1}{K_{o.c}}$; $T = \sqrt{\frac{T_y}{K_{o.c} K_v}}$; $\xi = \frac{1}{2\sqrt{T_y K_{o.c} K_v}}$.

Отсюда получим амплитудно-частотную и фазочастотную характеристики звена:

$$A(\omega) = \frac{K}{\sqrt{(1 - \omega^2 T^2) + (2\xi\omega T)^2}}; \quad (10)$$

$$\varphi(\omega) = -\arctg \frac{2\xi\omega T}{1 - \omega^2 T^2}. \quad (11)$$

По фазочастотной характеристике можно определить частоты f_1 и f_2 , при которых фазовое отклонение составит -45° и -90° соответственно, и $\omega_1 = 2\pi f_1$ и $\omega_2 = 2\pi f_2$. Из уравнений (9) и (11) следует:

$$2\xi\omega_1 T = 1 - \omega_1^2 T^2 = 2 \frac{1}{2\sqrt{T_y K_{o.c} K_v}} \omega_1 \sqrt{\frac{T_y}{K_{o.c} K_v}} = 1 - \omega_1^2 \frac{T_y}{K_{o.c} K_v}; \quad (12)$$

$$\omega_2^2 T^2 = 1 = \omega_2^2 \frac{T_y}{K_{o.c} K_v}, \quad (13)$$

а с учетом того, что $K_{o.c} K_v = D$, получаем:

$$\omega_1 D = \frac{T_y \omega_1^2}{\omega_1}; \quad T_y \omega_2^2 = D. \quad (14)$$

Экспериментально полученные АФЧХ представлены на рис. 5

Как видно из рис. 5, $f_1 = 3$ Гц, $f_2 = 7$ Гц и, следовательно, $\omega_1 = 18,8$ с $^{-1}$, $\omega_2 = 44$ с $^{-1}$. Подставляя эти значения в систему уравнений (14), вычисляем:

$$D = 15,4 \text{ с}^{-1};$$

$$T_y = 0,008 \text{ с.}$$

Следует отметить, что данное значение коэффициента добротности отличается от результатов, полученных по методике, изложенной в п. 2, на 4...5%, что сопоставимо с величиной погрешности измерения первичных преобразователей и, таким образом, подтверждает правильность выбора структурной схемы рулевого привода, приведенной на рис. 2.

Далее, из соотношений уравнения (9) можно определить коэффициент демпфирования и средний коэффициент усиления по скорости K_v :

$$\xi = 2,85; \quad K_v = 5,1 \text{ мм/(мА·с)}.$$

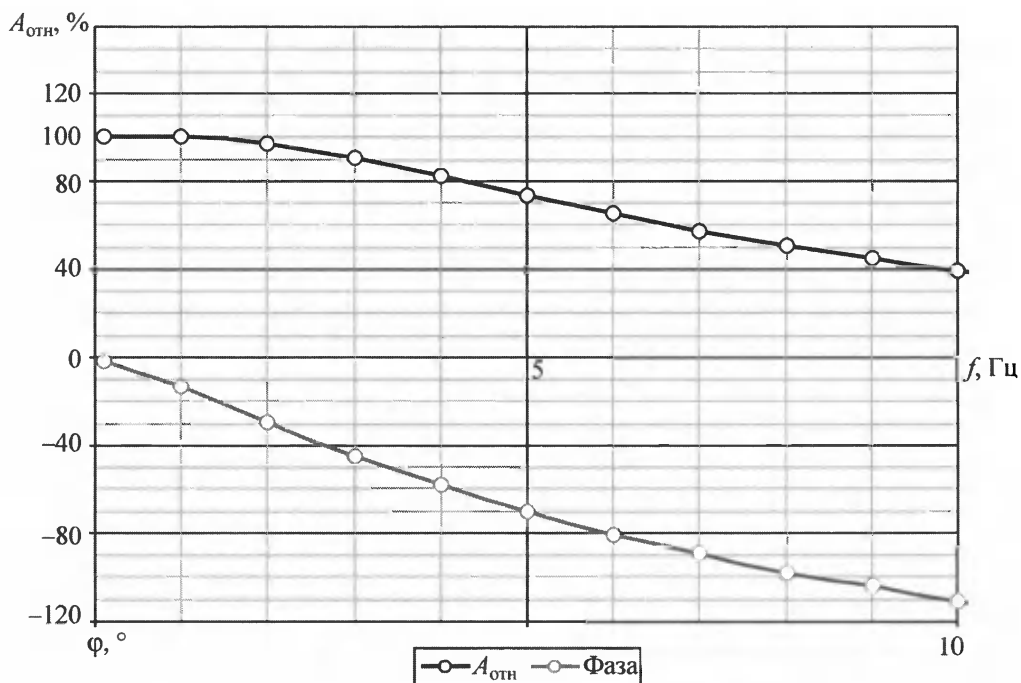


Рис. 5. Экспериментальные частотные характеристики ЭГС

Величина коэффициента демпфирования $\xi > 1$ свидетельствует о том, что колебательное звено передаточной функции (9) распадается на два апериодических звена и, следовательно, переходные процессы в этой системе также будут иметь апериодический характер, что подтверждается результатами стендовых испытаний.

В заключение следует отметить, что рассмотренные методики экспериментального определения характеристик ЭГС имеют большое практическое значение, так как позволяют доступными методами получать их точные величины, что, в свою очередь, дает возможность принимать правильные конструкторские решения, а также контролировать качество изготовления изделий при серийном производстве.

Список литературы

1. Гамынин Н.С. Основы следящего гидравлического привода. М.: Оборонгиз, 1962. 376 с.
2. Воронов А.А. Основы теории систем автоматического управления. М.: Энергия, 1980. 312 с.
3. Солодовников В.В. Теория автоматического регулирования. Кн. 1. Математическое описание, анализ устойчивости и качества систем автоматического регулирования. М.: Машиностроение, 1967. 768 с.
4. Альбрехт А.В., Александровская Л.Н., Владимиров А.В. Исследование динамики систем автоматизированного управления. М.: Изд-е МАТИ, 2001. 46 с.

Принципы построения и структурные схемы систем управления расходом топлива и наддува баков РН с гидравлическими связями между боковыми и центральными блоками

В.А. Гордеев, В.А. Жуков, В.К. Завадский, В.П. Иванов, Е.Б. Каблова, Л.Г. Кленовая, М.Ю. Мозжорина

В проблеме повышения энергетических характеристик жидкостных ракет-носителей одно из основных направлений связано с наиболее полным использованием располагаемых запасов компонентов топлива и оптимизацией режима их расходования двигательной установкой. Применительно к ракете-носителю тяжелого класса, I и II ступени которой скомпонованы по пакетной схеме из унифицированных ракетных модулей и работают одновременно, особенностью использования располагаемых запасов топлива является сокращение топлива в центральном блоке (II ступени) на величину, израсходованную в режиме I ступени. С целью сохранения полного запаса КТ в баках центрального блока (ЦБ) для работы II ступени двигатель ЦБ может работать за счет части компонентов топлива боковых блоков (ББ), переливаемых в баки центрального блока [1].

Рассматривается следующий вариант перелива топлива из баков боковых блоков в центральный блок. В период работы I ступени из боковых баков осуществляется одновременный перелив КТ в центральный блок. Перелив окислителя из ББ осуществляется через переливные магистрали в расходную магистраль ЦБ за счет перепада давления. При этом бак окислителя ЦБ отделяется от расходной магистрали дисковым затвором с пневмоприводом. Перелив горючего из боковых блоков осуществляется путем перекачки с помощью специального турбонасосного агрегата, расположенного в баке ЦБ. На магистралях перелива окислителя и горючего установлены узлы разделения, а также отсечные герметизирующие пироклапаны [2].

В переливе участвуют дополнительные системы наддува баков окислителя и горючего боковых блоков, которые сообщены между собой трубопроводами наддува, а также ресивером «О» и коллектором «Г» на ЦБ. Между ББ и ЦБ имеются также узлы разделения. В обвод основным группам ЭПК бортового наддува устанавливаются дополнительные электропневмоклапаны (ЭПК) и дозирующие диафрагмы для управления наддувом и межблочной синхронизацией выработки топлива из ББ. Реализация описанного выше варианта перелива топлива требует существенного пересмотра задач управления расходом топлива и управления наддувом боковых и центрального блоков [3].

Формулировка задач управления расходом топлива и наддувом баков.

В данной работе рассмотрено управление переливом на участке работы ДУ I ступени от момента полного закрытия дискового затвора в баке окислителя ЦБ (II ступени) до момента перевода двигательных установок ББ на режим конечной ступени тяги (КСТ). Основные задачи, которые должны решать алгоритмы управления пневмогидросистемы подачи компонентов топ-

лива в двигательную установку (ПГСП) и системы управления расходом топлива (СУРТ) I ступени с переливом:

1. Обеспечение давлений в подушках баков по новым программам I и II ступеней с использованием показаний функциональных датчиков давления и в качестве исполнительных элементов — ЭПК дополнительного наддува ББ и дренажа бака «О» центрального блока;

2. Обеспечение синхронной выработки компонентов топлива системы опорожнения баков (КТ СОБ) из баков «О» и «Г» каждого из боковых блоков;

3. Обеспечение межблочной синхронизации (МБС) выработки топлива из ББ;

4. Прогнозирование момента окончания КТ в баках боковых блоков;

5. Обеспечение заполнения и стабилизации запасов окислителя и горючего (в отношении K_m) в баках центрального блока.

Таким образом, особенность I ступени РН с переливом в части управления ПГСП и СУРТ состоит в том, что помимо традиционных задач, решаемых этими системами, добавляется задача заполнения и стабилизации запасов окислителя и горючего центрального блока. Кроме того, при наличии переливных магистралей указанные задачи становятся взаимосвязанными, а их решение осложняется дополнительными возмущающими факторами, связанными с разбросом гидросопротивлений переливных магистралей и производительности насоса, обеспечивающего перелив горючего в бак центрального блока, а также боковыми перегрузками. Алгоритм решения задачи СОБ в каждом блоке может формироваться по показаниям датчиков СУРТ за счет изменения соотношения компонентов, поступающих в двигатель. Алгоритм решения задачи МБС может формироваться с использованием показаний датчиков СУРТ, датчиков измерительной системы абсолютного давления (ИСАД) и информации о боковой перегрузке за счет изменения режима тяги дросселем тяги в каждом блоке и дополнительной подачи газа наддува в подушки баков «отстающих» блоков через дополнительные ЭПК наддува. Задача стабилизации запасов горючего центрального блока может решаться с использованием показаний датчиков системы контроля заправки (СКЗ) путем управления режимом расходования топлива и коэффициентом соотношения компонентов через двигатель центрального блока.

Принципы построения и структура систем управления СУРТ и ПГСП. Структура систем СУРТ и ПГСП баков ББ и ЦБ представлена на рис. 1...3. На данных рисунках приведены структурные схемы решения задач управления, отличающиеся от традиционных схем. Как видно из приведенных структурных схем, при решении каждой задачи используется определенный состав средств измерения и исполнительных органов.

Синхронизация выработки баков окислителя и горючего каждого бокового блока может производиться путем изменения параметра K_m двигателя соответствующего бокового блока. Для изменения K_m используются традиционные исполнительные органы — дроссели СОБ в магистралах горючего ДУ. При решении задачи СОБ основная информация поступает с датчиков уровня СУРТ ББ.

Особенность решения задачи СОБ боковых блоков заключается в следующем. Выработка бака окислителя бокового блока, из которого по маги-

страли перелива питается двигатель центрального блока (для двигателя гидравлическая связь с баком центрального блока при закрытом затворе отсутствует), определяется не только параметрами собственного двигателя, но и параметрами двигателя центрального блока, а также индивидуальными характеристиками расходов в переливных магистралях. Здесь имеются в виду, в частности, погрешности настройки двигателя центрального блока по параметру K_m и суммарному расходу. Выработка бака горючего бокового блока, из которого по магистрали перелива с помощью насоса производится перекачка компонента в бак горючего центрального блока, определяется не только параметрами собственного двигателя, но и производительностью насоса. Таким образом, разбросы параметров центрального двигателя и производительности переливных насосов являются возмущающими факторами для систем СОБ боковых блоков. Они должны компенсироваться в процессе управления и учитываться при оценке динамики и точности систем СОБ. Возмущающие факторы для системы СОБ возникают также из-за разброса расходов в переливных магистралях окислителя, вызываемых боковыми перегрузками и разбросом гидравлических сопротивлений магистралей.

Управление межблочной синхронизацией может производиться путем изменения режима расходования суммарного топлива через двигатель каждого из боковых блоков по информации датчиков уровней СУРТ (см. рис. 1). Рассмотрим дополнительные возмущающие факторы для системы МБС, возникающие в условиях перелива топлива из боковых блоков в центральный. Для рассматриваемого варианта перелива разброс расходов горючего из боковых блоков в центральный вызывается разбросами произ-

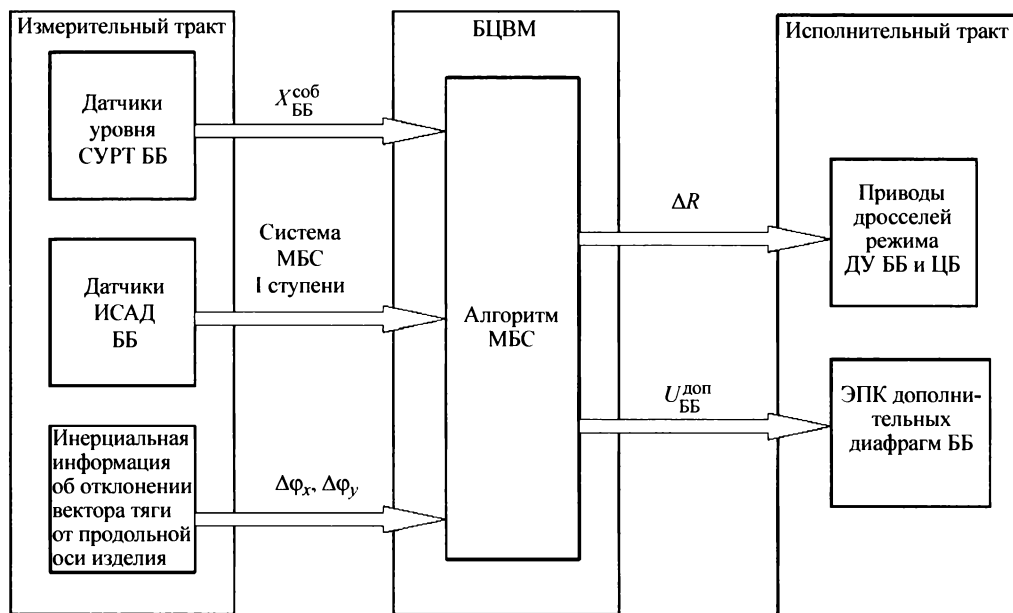


Рис. 1. Система МБС I ступени

водительности переливных насосов горючего. Разброс расходов в переливных магистралях окислителя вызывается, в основном, боковыми перегрузками и разбросом гидравлических сопротивлений магистралей. Указанные факторы являются дополнительными возмущениями для системы МБС боковых блоков, которые должны компенсироваться в процессе управления и учитываться при оценке динамики и точности системы МБС. Несинхронность выработки боковых баков окислителя может вызываться также разностью давлений наддува в баках разных блоков. При закольцовке магистралей наддува одноименных баков возмущение для системы МБС из-за разности давлений наддува может быть снижено. Для парирования разности давлений и указанных выше дополнительных возмущений предполагается использовать дополнительные исполнительные органы ПГСП — ЭПК, дополнительные дозирующие диафрагмы в трубопроводах наддува на входе в баки и датчики ИСАД в баках окислителя. Эффективность указанных исполнительных органов должна быть подтверждена результатами моделирования.

Информация о боковых перегрузках, вызывающих возмущения для систем СОБ и МБС, может оказаться полезной для формирования управления по возмущению. По этой информации предполагается формировать упреждающие управляющие воздействия, парирующие влияние боковых перегрузок на процессы расходования топлива. В частности, управляющие команды могут подаваться на изменение суммарных расходов топлива через двигатели боковых блоков или ЭПК дополнительных диафрагм для изменения давления наддува в отдельных баках окислителя, противодействующих влиянию боковой перегрузки.

Задача прогнозирования окончания запасов топлива в связке боковых блоков решается на основе измерений датчиков уровней СУРТ. Алгоритм ее решения, разработанный для системы СУРТ РН, может быть использован и для перелива топлива из боковых блоков в центральный. На точность прогнозирования момента полной выработки топлива оказывают влияние дополнительные возмущающие факторы из-за разброса производительности насосов перелива горючего и случайные отклонения расхода топлива через двигатель центрального блока, влияющие на процесс выработки суммарного топлива из баков боковых блоков.

Необходимость минимизации затрат топлива центрального блока, расходуемого в режиме I ступени (или максимального его заполнения при переливе), выдвигает новую задачу управления уровнями компонентов топлива в центральном блоке в режиме I ступени по информации датчиков СКЗ и ИСАД центрального блока. На рис. 2 приведена структурная схема стабилизации уровня горючего в баке центрального блока. Основной контур стабилизации запасов горючего может строиться на основе показаний датчиков СКЗ и включать управление режимом расходования топлива с помощью коэффициента соотношения компонентов. Представляет интерес также рассмотрение возможности использования датчиков ИСАД и исполнительных органов системы наддува и дренажа бака горючего центрального блока для решения задачи стабилизации РН.

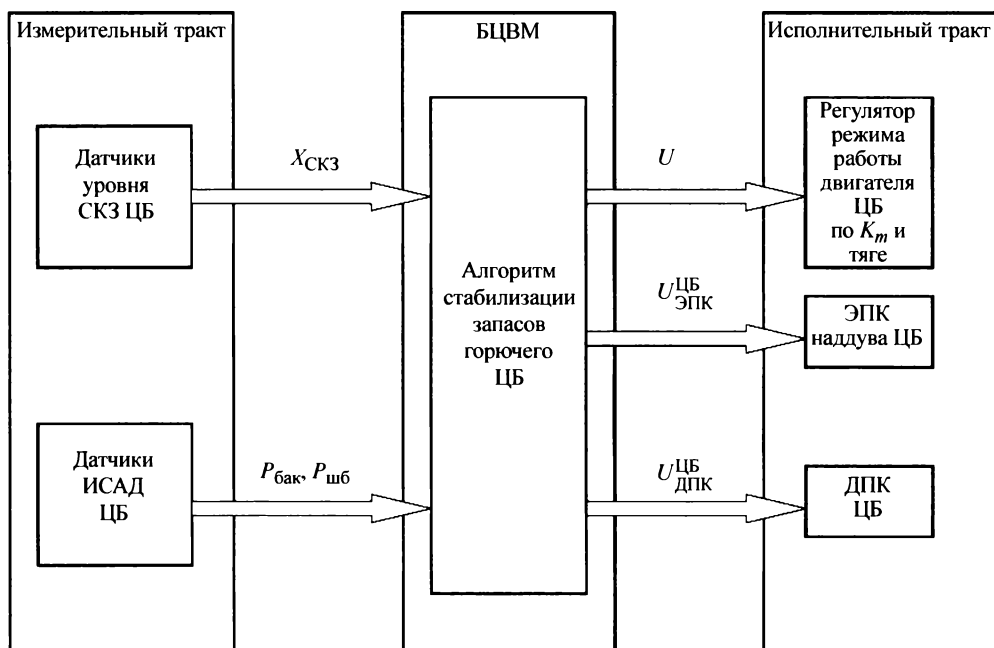


Рис. 2. Система стабилизации запасов горючего ЦБ:

на рис. «шб» означает «шаробаллон»; ДПК — дренажно-предохранительный клапан; ЭПК — электропневмоклапан. Остальные сокращения даны в тексте

Основными возмущающими факторами, влияющими на решение задачи стабилизации, являются разброс производительности насосов, перекачивающих горючее из боковых баков в центральный, а также разброс параметров двигателя центрального блока. Можно сформулировать задачу выбора величины систематического снижения производительности насосов. Указанная величина должна обеспечивать приемлемые уровни предельного увеличения запаса горючего центрального блока.

Отметим, что стабилизация уровня топлива в центральном блоке необходима также для снижения возмущений, действующих на системы СОБ и МБС I ступени и систему СОБ центрального блока. При этом запасы окислителя и горючего к моменту окончания перелива и перевода питания двигателя центрального блока от собственных баков должны находиться в соотношении, близком к номинальному значению параметра K_m двигателя центрального блока для полета в режиме II ступени.

Структура системы ПГСП приведена на рис. 3. Традиционная задача ПГСП в режиме I ступени заключается в обеспечении поддержания давления в подушках баков боковых блоков в новых предельных диапазонах изменения давлений и поддержании требуемого давления в подушках баков центрального блока. Эта задача решается на основе измерений давлений наддува датчиками системы ИСАД. Исполнительными органами ПГСП являются ЭПК наддува и клапаны дренажа. При закольцовке наддува баков боковых блоков и подаче газа в подушки баков из единого коллектора может

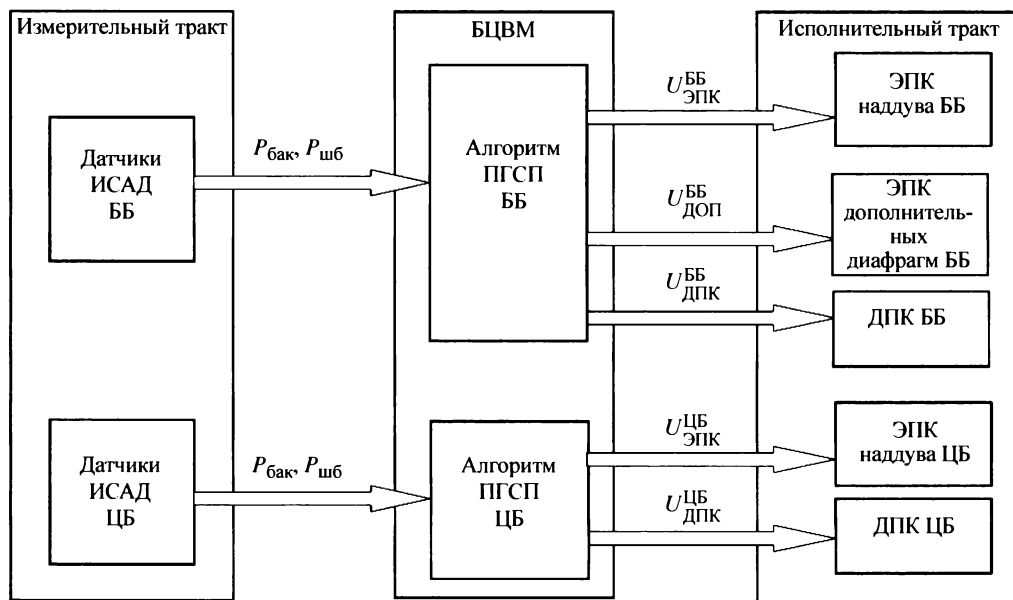


Рис. 3. Система ПГСР I ступени

оказаться полезным объединение информации с функциональных датчиков давления (ФДД) в отдельных подушках и выработка единой команды на все гребенки переключения ЭПК наддува. В этом случае алгоритм ПГСР для боковых блоков упростится в части кратности проведения расчетных операций.

Использование исполнительных органов ПГСР (ЭПК, дополнительных дозирующих диафрагм) для управления межблочной синхронизацией является новой задачей, которая должна решаться совместно с решением собственных задач ПГСР, что потребует проведения дополнительных исследований и доработку алгоритмов ПГСР. В частности, необходимо проанализировать эффективность управления межблочной синхронизации с помощью дополнительных дозирующих диафрагм, определить диаметры жиклеров, обеспечивающих эффективное управление. Поскольку управляющие воздействия, направленные на синхронизацию выработки топлива из различных блоков, будут суммироваться из воздействий на исполнительные органы ПГСР и управляющих воздействий на дроссели тяги различных блоков, то необходимо найти рациональное распределение между ними. Увеличение, приблизительно на 25%, величин расходов топлива из баков боковых блоков может потребовать увеличения проходных сечений жиклеров подачи гелия в подушки баков.

Покомпонентная закольцовка магистралей наддува не устраняет полностью разброс давлений наддувов в подушках различных боковых блоков. Разброс давлений вызывается различием процессов теплообмена, несинхронностью процессов расходования топлива в баках и другими факторами. В связи с этим сохраняется необходимость регулирования давлений наддувов в баках

каждого блока, которое в данном случае может производиться только с помощью дополнительных дозирующих диафрагм. Изложенные выше соображения снижают привлекательность закольцовки магистралей наддува.

Выводы: 1. Предложенные принципы построения и структуры систем СУРТ и ПГСП исследовались путем статистического имитационного моделирования. Получены предварительные оценки динамических и точностных характеристик данных систем. Работа систем анализировалась на участке функционирования от момента закрытия затвора в баке окислителя центрального блока до момента перевода двигателей на режим КСТ. Как показали результаты исследований, дополнительные возмущающие факторы, влияющие на процессы расходования топлива в гидравлически связанных баках, ухудшают динамические и точностные характеристики систем СОБ и МБС. При этом точностные показатели СУРТ ухудшились примерно в 1,5 раза по сравнению с характеристиками системы для варианта I ступени без гидросвязей. Необходимо отметить также повышение случайного разброса параметра K_m ДУ в процессе регулирования по каналам СОБ и диапазона изменения суммарного расхода топлива в каждом блоке и в целом по связке.

2. При проведении статистического моделирования учитывались неопределенности в информации о величинах некоторых возмущений, в описании модели объекта СУРТ и ПГСП I ступени с переливом топлива из боковых блоков в центральный блок использовались упрощения. Вследствие этого при расчете точностных характеристик системы СУРТ принимались неблагоприятные, пессимистические варианты моделей неопределенных возмущающих факторов. В процессе проведения дальнейших исследований, с учетом уточнения исходных данных, моделей функционирования и совершенствования алгоритмических решений, можно ожидать улучшения точностных характеристик СУРТ.

3. В связи со сказанным выше, эффективность расходования переливаемого топлива боковых блоков через двигатель центрального блока в части повышения энергетики РН должна быть оценена с учетом снижения точностных характеристик по разбросу остатков компонентов топлива и увеличения гарантийных запасов, потребных для компенсации указанного разброса.

4. Следует отметить, что взаимное влияние процессов управления наддувом и расходованием топлива в условиях нештатных ситуаций снижает надежность управления и может потребовать специальных алгоритмических мероприятий по защите от неблагоприятных последствий НШС.

Список литературы

1. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестарт +, 2001. 216 с.
2. Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987. 246 с.
3. Киселев А.И., Медведев А.А., Нагавкин В.Ф. Модульный принцип создания семейства ракет-носителей как стратегия наземной отработки в новых экономических условиях // Вестник Московского авиационного института. 1999. Т. 6. № 1. С. 24–28.

Некоторые аспекты автоматизации послесеансовой обработки информации в процессе наземных испытаний изделий РКТ

Н.Н. Баталин, А.А. Белкин, В.З. Воронкович, С.В. Кудинов

Наземные испытания изделий ракетно-космической техники (РКТ) характеризуются значительной сложностью проведения, высокой степенью автоматизации и информационной насыщенности, а следовательно, и большим объемом данных, получаемых в результате проведения таких испытаний. Технологическим решением, обеспечивающим требуемую степень автоматизации, традиционно является SCADA-система [1]. При этом необходимым условием испытаний является выполнение требований надежного хранения и комплексной многофакторной обработки большого объема полученных данных. Обработка данных, получаемых в результате испытаний, проводится в два этапа.

На первом этапе весь поток первичных данных, получаемых со средств измерения непосредственно во время сеанса испытаний, а также сведения о командах управления проходят первичную обработку, нормализуются и сохраняются в виде файлов или помещаются в базу данных.

На втором этапе, после сеанса испытаний, сохраненные данные подвергаются аналитической обработке с целью получения информации, соответствующей типовым задачам испытаний или другой важной информации. Применение такого дискретного подхода к обработке данных позволяет предотвратить их потерю во время сеанса проведения испытаний. Однако разнесенная по времени и решаемым задачам обработка данных затрудняет системный подход к послесеансовой обработке результатов испытаний. Причины этой проблемы:

- нарушение согласованности между собой данных, полученных со смежных измерительных систем (временной сдвиг, размерность величин и др.);
- увеличение вероятности утраты важной вспомогательной информации об испытаниях (например, условия проведения испытания, причина проведения и др.);
- распределение данных между несколькими местами хранения и возможное дублирование данных;
- множественный доступ и защита данных.

Одним из возможных путей решения указанной проблемы является комплексная автоматизация послесеансовой обработки результатов испытаний.

Задача повышения эффективности обработки большого объема экспериментальных данных и получения информации, труднодоступной при традиционной обработке результатов испытаний может быть решена с помощью метода ускоренной послесеансовой обработки (УПО) результатов испытаний [2]. При этом используются специализированные аналитические средства (САС), основанные на международных стандартах информационных технологий [3], таких как CALS, IDEF-1x и др. Программная основа САС в разработке метода УПО САС включает систему оперативной аналитической обработки данных (OLAP — On-line Analytical Processing) и систему углубленного анализа данных (DM — Data Mining). Указанные аналитические средства основываются на реляционных системах управления базами дан-

ных (СУБД). Традиционная схема технологии обработки [4] экспериментальной информации не позволяет эффективно проводить ее глубокую аналитическую обработку, что обусловлено следующими факторами:

- ограниченные возможности анализа экспериментальных данных;
- разработка форм сложных запросов требует неоправданно больших затрат;
- в процессе анализа разнородных данных может оказаться, что необходимая информация имеет различный формат данных для различных испытаний.

Для повышения эффективности аналитической обработки целесообразно применение так называемого хранилища данных [5], представляющего собой высоконормализованную структуру данных, основанную на реляционной или объектно-реляционной модели совместно со специализированными аналитическими средствами, реализующими технологии OLAP и DM [6]. Использование САС создает базовую среду для применения метода УПО и решает следующие задачи:

- создание специализированного хранилища данных для систем оперативного аналитического анализа (OLAP) и последующего получения новой информации из этих данных (DM);
- осуществление аналитической экспресс-обработки экспериментальной информации в темпе испытаний (OLAP);
- выдача рекомендаций по ведению испытаний на основе анализа протекания процессов в объекте испытаний (OLAP, DM);
- использование специальных моделей обработки экспериментальных данных для комплексного анализа параметров объекта испытаний (DM).

Формальное представление этапов разработанного метода УПО показано на рис. 1. Их можно условно разделить на реализуемые с помощью САС

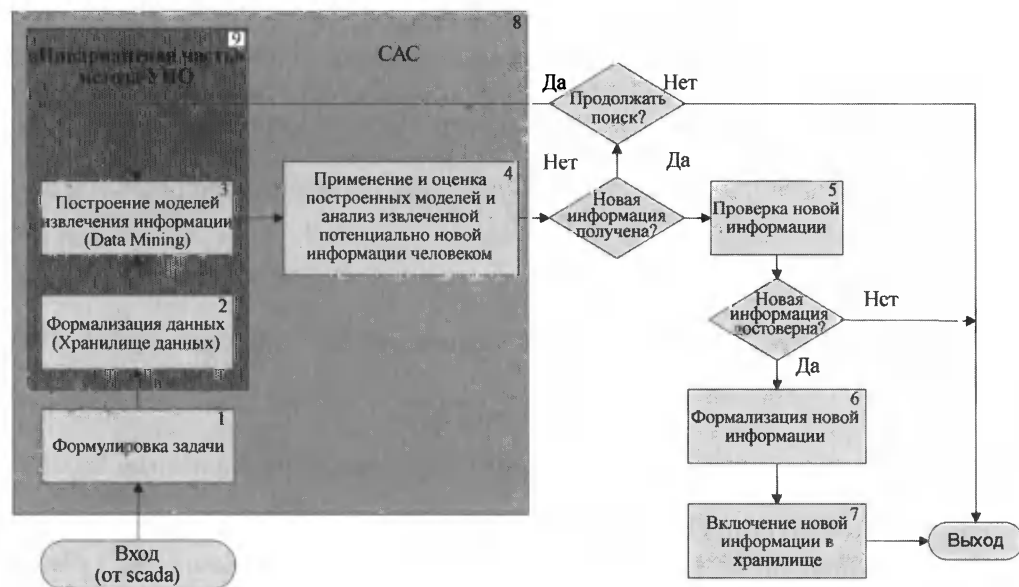


Рис. 1. Формальное представление этапов метода УПО

(поз. 8) и вспомогательные этапы (поз. 5, 6, 7). При этом САС включает «Инвариантную часть» (поз. 9) и этап «Применение и оценка построенных моделей и анализ извлеченной потенциально новой информации человеком» (поз. 4). На этапе «Формулировка задачи» задаются цели исследования и выбираются необходимые для их достижения методы (поз. 1). Этап «Формализация данных» заключается в приведении исходных данных к форме, пригодной для применения конкретных методов Data Mining (поз. 2). Этап «Построение моделей извлечения информации» (ПМИИ) состоит в интеграции формализованных данных с алгоритмами их обработки на основе моделей извлечения информации (поз. 3). На этапе «Применение и оценка построенных моделей и анализ извлеченной потенциально новой информации человеком» (поз. 4) выполняются операции, которые могут составлять сложную комбинацию различных алгоритмов: кластеризации, классификации, регрессии и др. Здесь же проводится интерпретация потенциально новой информации человеком.

На этапе «Проверка новой информации» (поз. 5) осуществляется проверка потенциально новой информации на достоверность и существенность. Технология допускает применение различных способов проверки, в том числе средства проверки на целостность и непротиворечивость. Этап «Формализация новой информации» (поз. 6) проводится в целях приведения формата представления новой информации к формату, принятому в хранилище. Это необходимо для дальнейшего использования новой информации при аналитической обработке и добавления ее в хранилище.

Этап «Включение новой информации в хранилище» (поз. 7) необходим для надежного сохранения вновь приобретенной информации и ее последующего использования.

Применение построенных на этапе 3 моделей обработки экспериментальной информации подразумевает выполнение математических операций над данными по выбранному алгоритму. Одним из таких алгоритмов является алгоритм кластеризации. Задача кластеризации экспериментальных данных заключается в поиске возможных групп взаимосвязанных параметров испытания, называемых кластерами. Пусть имеется множество объектов испытания A_i :

$$A = A_1, A_2, \dots, A_i. \quad (1)$$

Набор независимых переменных A_i записывается в виде вектора

$$X = \{x_1, x_2, \dots, x_h\}, \quad (2)$$

где каждая переменная x_h может принимать строго определенные значения.

Размерность пространства параметров одного объекта испытания совпадает с (2) и равна h . Размерность хранилища данных, охватывающего предметную область НСО, будет превосходить h и представляется с помощью гиперкуба. Появление дополнительных измерений связано с расширением

пространства внесением номера испытания, названия изделия и др. Тогда матрица S значений параметров НСО имеет вид

$$S = \begin{pmatrix} v_{11} & v_{21} & v_{1m} \\ v_{21} & v_{22} & v_{2m} \\ v_{k1} & v_{k2} & v_{km} \end{pmatrix}, \quad k > h, \quad m \in N, \quad (3)$$

где v_{km} — значения параметров множества объектов испытаний (1).

Тогда может быть построено множество кластеров C :

$$C = \{c_1, c_2, \dots, c_k\}. \quad (4)$$

Здесь c_k — кластер, содержащий похожие друг на друга значения параметров v_{km} :

$$c_k = \{i_j, i_p: i_j \in A, i_p \in A, d(i_j, i_p) < \sigma\}, \quad (5)$$

где σ — величина, определяющая меру близости для включения объектов в один кластер c_k ; $d(i_j, i_p)$ — мера близости между объектами, называемая расстоянием.

Неотрицательная величина $d(i_j, i_p)$ определяется расстоянием между элементами i_j и i_p , если выполняются следующие условия:

- $d(i_j, i_p) \geq 0$ для всех i_j и i_p ;
- $d(i_j, i_p) = 0$ тогда и только тогда, когда i_j и i_p равны;
- $d(i_j, i_p) = d(i_p, i_j)$;
- $d(i_j, i_p) \leq d(i_j, i_r) + d(i_r, i_p)$.

В качестве формата входных данных используем матрицу G :

$$G = \begin{pmatrix} 0 & d(g_1, g_2) & d(g_1, g_n) \\ d(g_2, g_1) & 0 & d(g_2, g_n) \\ d(g_n, g_1) & d(g_n, g_2) & 0 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Для меры близости применимо «Евклидово расстояние», вычисляемое по формуле

$$d(x_i, x_j) = \sqrt{\sum_{t=1}^m (x_{it} - x_{jt})^2}, \quad i, j \in N. \quad (7)$$

Результатом указанных математических построений является набор кластеров, отражающих типичные устойчивые состояния параметров объекта испытаний. При этом каждый кластер содержит близкие по величине значения параметров испытаний. Метод УПО на основе САС был применен для анализа экспериментальной информации о пневмогидросистеме (ПГС) подачи топлива в двигательную установку (ДУ). Для анализа было выбрано изменение расхода имитатора компонента топлива в сливной магистрали по времени.

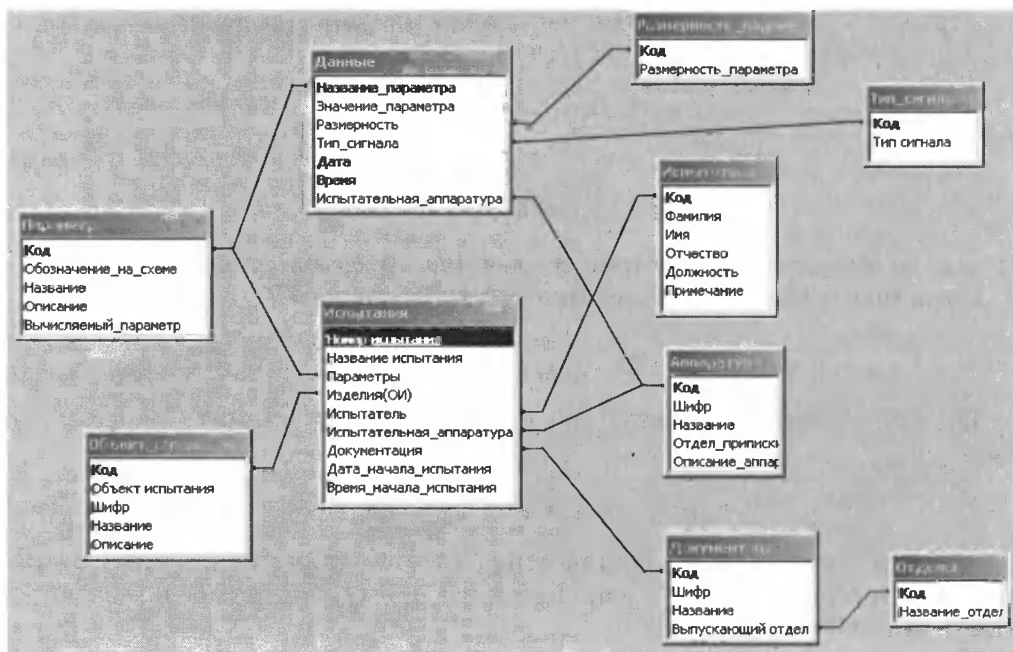


Рис. 2. Диаграмма «сущность—отношение» предметной области «Наземная стендовая отработка ПГСП ДУ изделий РКТ», характеризующая структуру хранилища данных

Выполнены общие для всех объектов этапы «Формализация данных» и «Построение моделей извлечения информации». При этом цель исследования (этап «Формулировка задачи» УПО) заключается в определении таких испытательных параметров, «поведение» которых на момент рассмотрения не имеет однозначной трактовки или ранее не наблюдалось. В рамках этапа «Формализация данных» проводится анализ предметной области «Наземная стендовая отработка ПГСП ДУ изделий РКТ». Описание предметной области в соответствии со стандартом IDEF 1X представлено в виде ER-диаграммы «сущность—отношение», изображенной на рис. 2, и в таблице.

На основе построенной диаграммы «сущность-отношение» предметной области «Наземная стендовая отработка ПГСП ДУ изделий РКТ» можно перейти к следующему этапу реализации алгоритма «Формализация данных» (поз. 2 на рис. 1). В соответствии с требованиями этого этапа предварительно проводится нормализация отношений, представленных в табличном виде.

В результате первичные экспериментальные данные направляются в формализованном виде в хранилище данных. Причем увидеть исходные экспериментальные данные можно, открыв таблицу «Испытания» в программной оболочке хранилища данных. Объем первичных экспериментальных данных при этом составлял 200 Гб. Ввиду того, что значения, располагающиеся в представленных таблицах (рис. 2), атомарны и отсутствует функциональная и транзитивная зависимости неключевых атрибутов таблиц от первичного

Испытания стендовых изделий

№№	Название поля	Тип данных	Данные
1	Номер испытания	Число	1,2,3....n
2	Название испытания	Текст	Exp №
3	Параметр	Ссылка	Q, t
4	Изделия	Ссылка	Индекс изделия
5	Испытатель	Ссылка	Оператор №
6	Аппаратура	Ссылка	СИ, СУ
7	Документация	Ссылка	Отчет, протокол
8	Примечания	Текст	Проверка
9	Агрегаты	Ссылка	ВБУ, СМ, ШБН
10	Дата	Дата/время	Число, месяц, год
11	Время начала	Дата /время	Число, месяц, год

ключа, табличные отношения (см. табл.) находятся в третьей усиленной нормальной форме Бойса—Кодда, и операция нормализации отношений в данном случае не требуется. При определении типа хранилища реляционных данных следует обратиться к структуре взаимосвязей объектов предметной области (см. рис. 2). Очевидно, что имеет место вложенность таблиц размерностей. Так, таблица размерности «Документация» имеет в качестве вложенной таблицу «Отделы». Поэтому принятый тип хранилища данных идентифицируется как «Снежинка». При загрузке данных в хранилище средствами MS SQL Server 2005 создается так называемый «сценарий» загрузки данных из файла, содержащего результаты испытаний. После этого имеется возможность провести их предварительный анализ средствами хранилища данных. За этапом «Формализация данных» выполняется этап УПО «Построение моделей извлечения информации» (поз. 3 на рис. 1). Для этого используется программный модуль Business Intelligence Studio, входящий в состав программного пакета MS SQL Server 2005 EE.

Для корректного построения модели извлечения новой информации необходимо настроить источник данных, а также указать метод его графической интерпретации (ER-диаграмма). Для настройки источника данных в указанном программном продукте имеется специальный модуль, обеспечивающий создание и настройку нового источника данных в диалоговом режиме. После создания источника данных указывается размерность пространства экспериментальных данных (из таблицы видно, что в данном случае размерность равна двум: Q, t).

После выполнения указанных операций формируются модели извлечения потенциально новой информации из данных. На этапе «Применение и оценка построенных моделей и анализ извлеченной потенциально новой информации человеком» для анализа представленных данных целесообразно

но применение методов кластерного анализа для нахождения возможных групп взаимосвязанных значений. Задача кластерного анализа данных формально решена выше.

Реализован алгоритм кластеризации со следующими параметрами:

- Число кластеров 4
- Основание псевдорандомизированной зависимости 0
- Максимальное число атрибутов, извлекаемых за цикл 255
- Максимальное число итераций 100
- Минимальное число элементов в одном кластере. 1
- Кардинальность модели 10
- Число элементов, обрабатываемых за итерацию 50 000
- Условие окончания работы алгоритма (d_{min}) 10%

В результате применения алгоритма кластеризации по параметрам Q и t в модели обработки данных выделено четыре кластера (рис. 3), разделяющих всю совокупность данных. Анализ параметров кластеров показал, что предполагавшийся ранее постоянным расход жидкости имеет ряд устойчивых состояний, что указывает на колебательный процесс. В ходе дальнейшего анализа сигнала средствами специализированных математических программ (StatSoft STATISTICA) установлено, что сигнал имеет два устойчивых тона

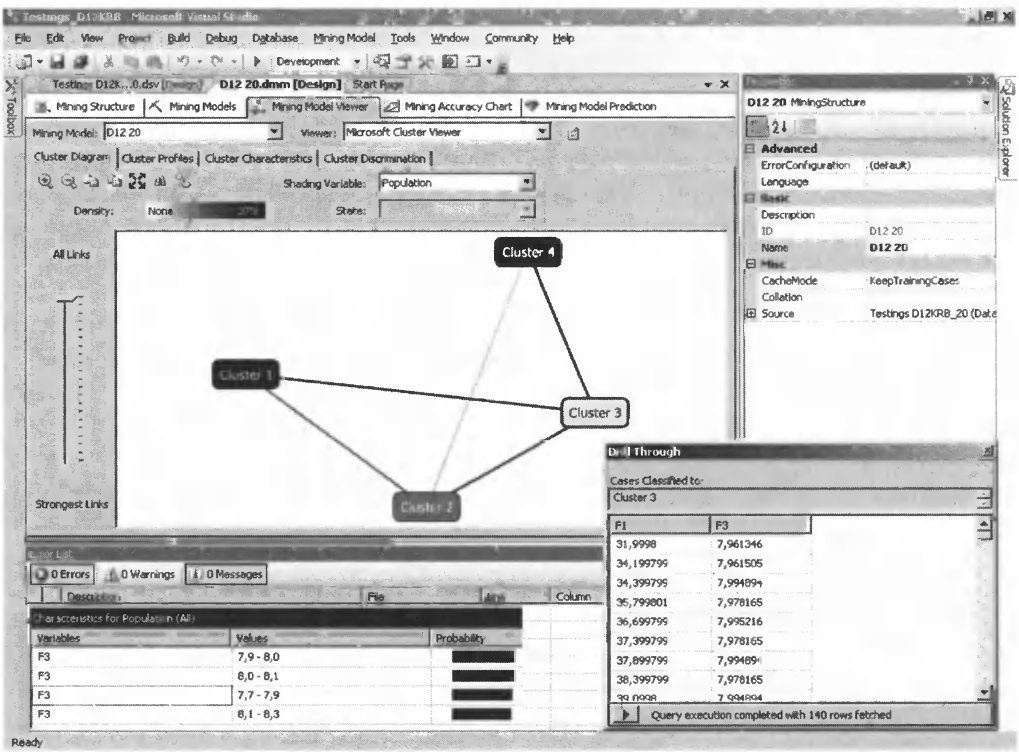


Рис. 3. Результаты кластерного анализа

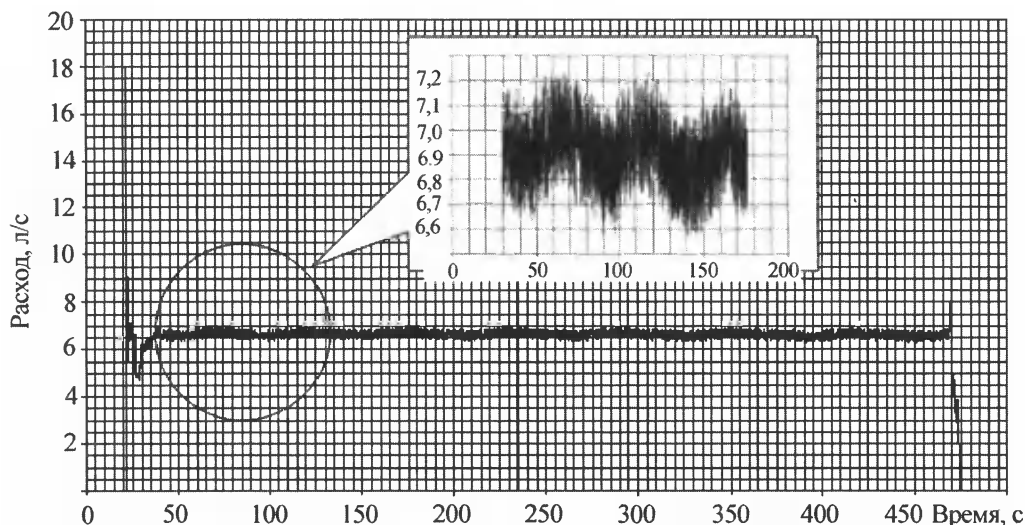


Рис. 4. Колебания расхода жидкости при работе бустерного насоса изделия

колебаний (рис. 4). Первая гармоника колебаний имеет частоту $\omega_1 = 0,02$ Гц с амплитудой $A_1 = 0,7$ л, что составляет 11% от общей величины расхода; второй тон колебаний имеет частоту $\omega_2 = 5$ Гц и нестабильную амплитуду. На основании этих данных можно заключить, что наиболее вероятными источниками колебаний с частотой ω_1 могут быть биения, возникающие в ПГСП ДУ при работе бустерного насоса на фоне шума в канале измерения с частотой ω_2 .

Таким образом, в результате применения комплексной автоматизации послесеансовой обработки данных была преодолена проблема дискретного подхода к обработке результатов испытаний изделий РКТ.

Применение комплексной автоматизации и метода УПО позволяет получать ранее неизвестную, практически полезную информацию об объекте испытаний.

Список литературы

1. Андреев Е.Б., Куцевич Н.А., Синенко О.В. SCADA-системы: взгляд изнутри. М.: РТСофт, 2004. 175 с.
2. Баталин Н.Н., Белкин А.А., Бизяев Р.В., Кудинов С.В. Обработка экспериментальных данных специализированными программными средствами // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2006. № 3. С. 37–43.
3. ISO/IEC 2382-1 «Information technology. Vocabulary. Fundamental terms».
4. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н., Бизяев Р.В., Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудинов С.В., Питомец Е.Н. Информационная система послесеансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ // Авиакосмическая техника и технология. 2002. № 3. С. 31–37.
5. Inmon W.H. Building the Data Warehouse / Third Edition // John Wiley & Sons, Inc. 2002. P. 320.
6. Баргесян А.А., Куприянов М.С., Степаненко В.В., Холод И.И. Методы и модели анализа данных: OLAP и Data Mining. СПб.: БХВ-Петербург, 2004. 280 с.

Исследование процесса идентификации множества состояний ПГСП множеством признаков и оценка мощности информационного потока

Е.Н. Питомец

Множество состояний пневмогидросистемы питания (ПГСП) двигательной установки в составе стендового изделия и систем стенда состоит из двух не пересекающихся подмножеств — работоспособного и неработоспособного состояний Q [1]:

$$Q = S \cup \bar{S}. \quad (1)$$

Множество состояний характеризуется множеством признаков, элементы которого представляют собой многомерные векторы с координатами из значений определяющих параметров, совокупность которых соответствует работоспособному или неработоспособному состоянию

$$P = \Pi \cup \bar{\Pi}, \quad (2)$$

где $\Pi(\bar{\Pi}) = \{p_i(\bar{p}_i)\}_1^v$ — подмножество признаков, характеризующее работоспособное (неработоспособное) состояние; $1 \leq i \leq v$.

В силу особенностей ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда подмножество работоспособных состояний S , в свою очередь, разбиваем на два не пересекающихся класса [1]

$$S = s_1 \cup s_2, \quad (3)$$

где s_1 — класс работоспособных и исправных состояний; s_2 — класс работоспособных и неисправных состояний.

Соответственно подмножество признаков и неисправных состояний, характеризующее работоспособное состояние, также разбивается на два не пересекающихся класса:

$$\Pi = \pi_1 \cup \pi_2, \quad (4)$$

где π_1 — характеризует работоспособное и исправное состояние; π_2 — характеризует работоспособное и неисправное состояние.

Множество признаков P формируется из зарегистрированных значений параметров, получаемых от соответствующих источников информации (ИИ) [2]. Координаты элементов множества P имеют ξ различных разрядов. Положим, ПГСП имеет γ аналоговых и $v-\gamma$ дискретных источников информации. При этом

$$\forall j; 1 \leq j \leq \gamma; \xi_j = 5, \quad (5)$$

$$\forall i; \gamma + 1 \leq i \leq v; \xi_i = 2. \quad (6)$$

Множество Q представлено в виде многомерного пространства, где состояние ПГСП в составе стандового изделия и систем станда можно идентифицировать v -мерным вектором Z из множества P , каждой координате которого ставится в соответствие значение регистрируемого i -го параметра $1 \leq i \leq v$:

$$Z = \{z_1, \dots, z_\gamma, z_{\gamma+1}, \dots, z_v\}. \quad (7)$$

Введем функцию-соответствие ψ между множеством признаков P и множеством состояний Q

$$\psi : P \rightarrow Q. \quad (8)$$

Принимая во внимание такую стратегию расстановки ИИ [1], когда каждый функциональный канал ПГСП в составе стандового изделия и систем станда наблюдается своим источником информации, можно утверждать, что размерность вектора $\mathcal{E} \in Q$ равна размерности вектора $Z \in P$ и равна v . Поэтому в дальнейшем будем рассматривать лишь множество признаков P .

Введем метрику, устанавливающую взаимнооднозначное соответствие (расстояние) между координатами векторов текущего состояния Z из множества P и векторов $\mathcal{E}$ из множества состояний, описываемых диагностической моделью ПГСП в составе стандового изделия и моделью систем станда Q_m . Данное соответствие есть, по существу, оператор кодирования.

Введем функцию Ω как метрику. Тогда

$$\Omega : P \bigcup Q_m \rightarrow L, \quad (9)$$

где $L = \{l_i\}_1^v$ — метрика, элементы, которой определяются на рис. 1.

Для формального доопределения введенной функции Ω (как метрики) необходимо дополнительное условие $l(z_i, \mathcal{E}_j) = l(\mathcal{E}_i, \mathcal{E}_j) \equiv 0, \forall i, j$.

Предложенная структура оператора кодирования позволяет более полно использовать возможность информационной управляющей и измерительной системы (ИИУС) при комплексных испытаниях. Так, например, если

$$l_i = l(z_i, \mathcal{E}_i) = \begin{cases} 101, \text{ если } z_i \in [\delta_i^{B11}, \infty) \dots\dots\dots (15) \\ 011, \text{ если } z_i \in [\delta_i^{B1}, \delta_i^{B11}) \dots\dots\dots (13) \\ 001, \text{ если } z_i \in (\delta_i^H, \delta_i^{B1}) \dots\dots\dots (11) \\ 000, \text{ если } z_i \in [\delta_i^H, \delta_i^B] \dots\dots\dots (10) \\ 100, \text{ если } z_i \in (\delta_i^{H1}, \delta_i^B) \dots\dots\dots (12) \\ 110, \text{ если } z_i \in (\delta_i^{H11}, \delta_i^{H1}) \dots\dots\dots (14) \\ 010, \text{ если } z_i \in (\infty, \delta_i^{H11}] \dots\dots\dots (16) \end{cases}$$

Рис. 1. Элементы метрики L :
 $\mathcal{E}_i = \{\delta_i^H, \delta_i^B\}$

вектор Z_i находится в зоне (11) или (12), то информационная измерительная управляющая система (ИИУС) автоматически подключает стендовые системы, способствующие продлению эксперимента; если же Z_i находится в зоне (13), (14), то выдается команда «АВД» и эксперимент прекращается. В случае, если Z_i определен в (15) или (16), это показывает неисправность ИИ, составляющих Z .

Таким образом, можно организовать процесс распознавания истинного состояния ПГСП в реальном масштабе времени, используя метрические методы распознавания и следующее решающее правило при выполнении циклограммы:

- состояние $s_1 \in S$, в случае если $l(Z_i, \Theta_i)_1^v = \{000\}_1^v$, (v — мерный вектор);
- состояние $s_2 \in S$, в случае если $l(Z_i, \Theta_i)_1^v = \{001\}_1^v \vee \{100\}_1^v \neq \{000\}_1^v$;
- состояние $\bar{S} \in Q$, если $l(Z_i, \Theta_i)_1^v = \{011\}_1^v \vee \{110\}_1^v \neq \{000\}_1^v$;
- состояние Q — не определено из-за отказа подсистемы измерения в ИИУС, т.е.

$$l(Z_i, \Theta_i)_1^v = \{101\}_1^v \vee \{010\}_1^v \vee \{111\}_1^v \neq \{000\}_1^v. \quad (17)$$

Рассмотрим связь между истинным состоянием элементов и показаниями источников информации о функционировании ИИУС при исполнении циклограммы.

Организация распознавания состояния (рис. 2), на примере типовой структуры ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда [3] (рис. 3), осуществляется следующим образом. Введем ограничения, которые не нарушают общности рассуждений:

- элемент может находиться в одном состоянии — исправном или неисправном;
- за каждым элементом установлен источник информации, отображающий на средства индикации его состояние;
- показания источника информации в случае отказа j -го элемента, где $1 \leq j \leq v$, отображается метрикой Ω , использующей диагностическую модель Q_m , в один из символов (001), (100), (011), (110);

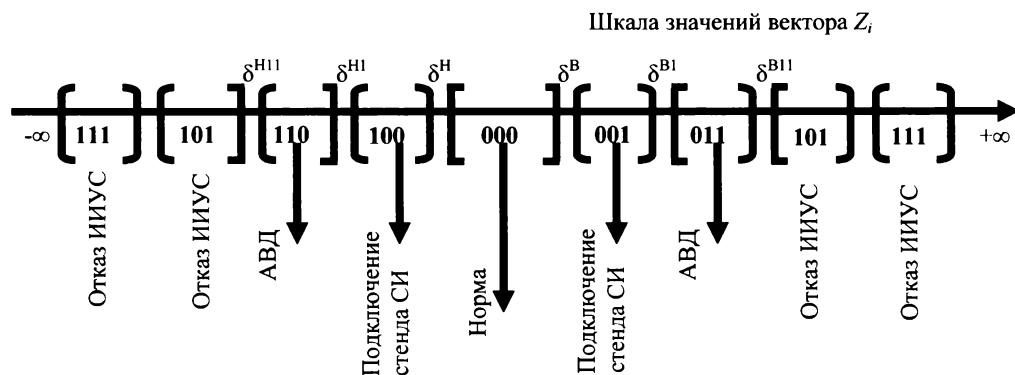


Рис. 2. Диаграмма распределения зоны ответственности систем по показаниям ИИ

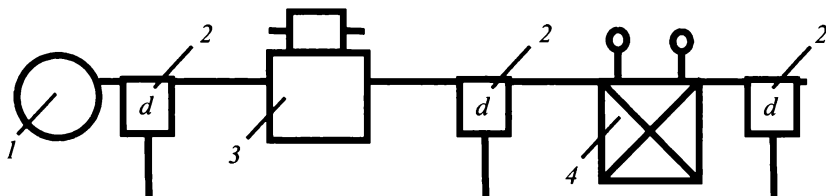


Рис. 3. Типовая структура ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда:
 1 — аккумулятор давления; 2 — источник информации (датчик); 3 — электропневмоклапан; 4 — регулятор давления

• показания источника информации отображающиеся символом (101) или (010), указывают на отказ измерительной подсистемы в ИИУС:

$$\prod_{j=1}^{n \leq v} (V_j + \bar{V}_j)(W_j + \bar{W}_j) = S + \bar{S}, \quad (18)$$

где $V_j (\bar{V}_j)$ — событие, заключающееся в успешной реализации всех штатных циклограмм, т.е. ПГСП и стендовые системы по результатам реализации (не реализации) штатных циклограмм приняты за работоспособные (не работоспособные); $W_j (\bar{W}_j)$ — событие, заключающееся в том, что ИИУС i -я циклограмма реализована успешно (не успешно), т.е. последовательность управляющих сигналов успешно (не успешно) реализована средствами ИИУС.

Из выражений (4...18) следует, что работоспособному и исправному состоянию объекта испытаний s_1 , с учетом отображения, осуществленного источниками информации в заданном временном диапазоне циклограммы, соответствует событие $V_1 V_2 \dots V_n W_1 W_2 \dots W_n$. Все остальные произведения выражения (18) соответствуют неисправному состоянию $s_2 \vee \bar{S}$. Пусть $n = 3$, характеризуемые j -аналоговыми источниками информации, тогда в силу (10...16) имеем комбинации состояний, которые представлены на рис. 2 и рис. 4.

Анализ диаграммы, представленной на рис. 4, а именно матриц идентификации состояния объекта испытаний по признакам, с учетом поразрядного различия по каждому параметру, показывает (см. табл.), что существуют 124 возможных (для $n = 3$) непересекающихся множеств признаков, характеризующих неисправное состояние объекта испытаний. Причем формально только по 12-ти подмножествам можно однозначно указать элемент, являющийся причиной неисправного состояния объекта испытаний

Применяя метод комбинаторного анализа, можно получить для случая $S \in S_2$ и $S \in \bar{S}$ зависимость размерности вектора $Z \in P$ от числа элементов ПГСП с учетом разрядности функциональных параметров. Подмножества $p_2 \bigcup \bar{P}$ будут иметь значение

$$\{p_2 \bigcup \bar{P}\} = 5^n - 1, \quad (19)$$

$l(z_1, \varepsilon_1)$	$l(z_2, \varepsilon_2)$	$l(z_3, \varepsilon_3)$	$l(z_1, \varepsilon_1)$	$l(z_2, \varepsilon_2)$	$l(z_3, \varepsilon_3)$	$l(z_1, \varepsilon_1)$	$l(z_2, \varepsilon_2)$	$l(z_3, \varepsilon_3)$
001√ 100	000	000	000	001√ 100	000	000	000	001√100
001√ 100	001√ 100	000	001√ 100	001√ 100	000	001√100	000	001√100
001√ 100	001√ 100	001√ 100	001√ 100	001√ 100	001√ 100	001√100	001√100	001√100
001√ 100	011√ 110	000	011√ 110	001√ 100	000	011√110	000	001√100
001√ 100	011√ 110	001√ 100	011√ 110	001√ 100	001√ 100	011√110	001√100	001√100
001√ 100	011√ 110	011√ 110	011√ 110	001√ 100	011√ 110	011√110	011√110	001√100
011√ 110	000	000	000	011√ 110	000	000	000	011√110
011√ 110	011√ 110	011√ 110	011√ 110	011√ 110	011√ 110	011√110	011√110	011√110

Рис. 4. Диаграмма состояний типовой структуры ПГСП, отображенная признаками, характеризующими работоспособное и неисправное состояния, а также неработоспособное состояние

где $\{p_2 \bigcup \bar{P}\}$ — число подмножеств признаков, характеризующих неисправное состояние объекта испытаний; n — число элементов в объекте испытаний.

Пусть каждому подмножеству $p_2 \bigcup \bar{P}$ можно поставить не меньше одного дефекта. Тогда, применяя метод индукции, можно получить для случая $\bar{V}$ зависимость между числом элементов в объекте испытаний при реализации определенной циклограммы ИИУС и числом возможных дефектов, характеризующих соответствующее множество признаков $p_2 \bigcup \bar{P}$:

$$\Theta \geq 4 \times 5^{n-1}, \quad (20)$$

где Θ — число дефектов, характеризуемых множествами признаков; n — число элементов в объекте испытаний.

Анализ выражений (18) и (19) показывает, что для формального распознавания (идентификации) неисправного состояния требуется проанализировать $5^n - 1$ различных подмножеств признаков $p_2 \vee \bar{P}$, характеризующих $4n5^{n-1}$ возможных дефектов для случая (8)...(12), что для задачи технического диагностирования применительно к системам реального времени довольно существенно даже при машинной реализации задачи алгоритмов диагностирования.

Поэтому при разработке таблицы эталонов для реального объекта испытаний, т.е. для ПГСП, с целью сокращения избыточной информации, несущей

Соответствие числа элементов ПГСП подмножеству признаков, характеризующих неработоспособное и неисправное состояния

Число элементов ПГСП	Число подмножеств признаков	Число дефектов
1	4	20
2	24	40
3	124	300
	...	...
n	$5^n - 1$	$4 \cdot 5^n - 1$

шей лишь формальный, а не содержательный характер, необходимо накладывать дополнительные ограничения, учитывающие специфику конкретного ПГСП, условия проведения комплексных испытаний и особенности стендового оборудования. Перечисленные ограничения существенно сократят число различных подмножеств признаков. Так, например, при работе совокупности элементов ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда (см. рис. 3, 4) в условиях режима работы с открытым ЭПК невозможна комбинация параметров $l_1 = 000$, $l_2 = 001$, $l_3 = 100$, т.е. к рассмотрению возможных состояний этой структуры надо принимать уже не 124 возможных непересекающихся множеств признаков, а 123.

При этом множество Q , а следовательно, и множество P должно включать и описывать минимальное число наиболее вероятных состояний.

Заключение. Рассмотрены особенности идентификации множества состояний дефектов ПГСП ДУ множеством признаков, позволяющих в случае определения класса нештатных ситуаций автоматически продолжить эксперимент за счет ресурсов стендовых систем.

Предложен оператор кодирования, позволяющий использовать ресурсы стендовых систем в автоматическом режиме. Рассмотрено функционирование оператора кодирования в едином информационном пространстве информационной измерительной и управляющей системы.

Предложена оценка мощности информационного потока, обеспечивающего информационное сопровождение процессов управления и диагностирования при комплексных испытаниях сложных технических систем, что облегчает выбор и обоснование аппаратной и программной реализации ИИУС.

Список литературы

1. Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. М.: Изд-во МАИ, 1997. 164 с.
2. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н., Бизяев Р.В., Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудинцов С.В., Питомец Е.Н. Информационная система послесекансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ // Авиакосмическая техника и технология. 2002. № 3. С. 31–37.
3. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. М.: Машиностроение, 1998. 240 с.

Диагностическая модель сложных технических систем при реализации циклограмм управления в процессе комплексных испытаний

Г.А. Гусарев, Е.Н. Питомец

Процесс создания модели пневмогидросистемы питания (ПГСП) — итерационный, требующий высокой квалификации и больших затрат труда. Для задач диагностирования состояния ПГСП в процессе испытаний математическая модель представляется в виде таблиц состояний и должна быть явной, т.е. она должна описывать исправные и неисправные состояния ПГСП на всех временных интервалах реализуемой в ходе эксперимента циклограммы. Кроме того, диагностическая модель должна вырабатывать для любой координаты вектора текущего состояния Z величины нижних и верхних границ работоспособного состояния по δ^H и δ^B по каждой координате, значения внедопусковых границ δ^{H1} и δ^{B1} , δ^{H11} и δ^{B11} в любой момент времени, а также содержать прообразы дефектов. Модель также должна обеспечивать корректную работу информационной управляющей и измерительной системы (ИИУС).

С учетом перечисленных требований математическая модель ПГСП, позволяющая применять метрические методы диагностирования ПГСП в реальном масштабе времени ее испытаний, может быть представлена в виде [1]

$$\mathcal{Q}_m = \bigcup_{\eta=1}^k [(C_{\text{изд}} \cap C_{\text{ст}}) \cup (D_{\text{изд}} \cap D_{\text{ст}}), T_d]_{\eta}, \quad (1)$$

где $\eta = \overline{[1, k]}$ — число реализованных циклограмм работы ПГСП в составе стандового изделия и систем станда; $C_{\text{изд}} \cap C_{\text{ст}}$ — модель выделения классов состояния s_1 (работоспособное и исправное состояние) при функционировании ПГСП в составе стандового изделия и систем станда при реализации η -й циклограммы; $D_{\text{изд}} \cap D_{\text{ст}}$ — модель идентификации дефектов и выделения классов состояний s_2 (работоспособное и неисправное состояния), $\bar{S}$ (неработоспособное состояние); T_d — время определения технического состояния объекта испытаний и систем станда, при этом

$$T_d < T_{\text{ав}} \ll T_{\text{э}}, \quad (2)$$

где $T_{\text{ав}}$ — время развития аварийной ситуации; $T_{\text{э}}$ — время проведения эксперимента при выполнении η -й циклограммы.

Под аварийной ситуацией на конкретном режиме работы ПГСП в составе стандового изделия понимается проявление дефекта, который приводит к тяжелым материальным потерям и травмам обслуживающего персонала. К таким ситуациям, например, можно отнести разрыв аккумуляторов давления, разрыв баков и т.д.

Следует отметить, что при реализации η -й циклограммы, $\forall \eta, 1 \leq \eta \leq K$ выполняется следующая структура временных промежутков, идентифици-

руемых вектором текущего состояния Z с координатами из показаний источников информации:

$$\frac{\nabla}{\Delta_1} \frac{\nabla}{\Delta_2} \frac{\nabla}{\Delta_3} \dots \frac{\nabla}{\Delta_f} \rightarrow \sum_{i=1}^f \Delta_i, \quad (3)$$

причем

$$\Omega: P \cup Q_M \rightarrow L,$$

где P — множество признаков определяющих параметров, совокупность которых соответствует работоспособному или неработоспособному состоянию; L — метрика, устанавливающая взаимнооднозначное соответствие (расстояние) между координатами векторов текущего состояния Z из множества P и эталонных векторов $\mathcal{E}$ на текущем интервале η -й циклограммы;

$$Z_{\Delta 1} \rightarrow L_{\Delta 1}, \quad Z_{\Delta 2} \rightarrow L_{\Delta 2}, \quad \dots, \quad Z_{\Delta f} \rightarrow L_{\Delta f}. \quad (4)$$

Тогда

$$Q_{M\eta} = [(C_{\text{изд}} \cap C_{\text{ст}}) \cup (D_{\text{изд}} \cap D_{\text{ст}})] \rightarrow L_{\Delta i} = L \left(\sum_{i=1}^f Z_{\Delta i}, \sum_{i=1}^f \mathcal{E}_{\Delta i} \right). \quad (5)$$

Модель выделения классов состояний s_1 может быть представлена в следующем виде [1]:

$$C_{\text{изд}} \cap C_{\text{ст}} = \sum_{\tau=1}^{\eta} \{ |\mathcal{E}_{ij} \cup \mathcal{E}_{ij}^{\text{д}}| \cup |\mathcal{E}_{iv}' \cup \mathcal{E}_{iv}^{\text{д}}| \cup |\mathcal{E}_{iw}'' \cup \mathcal{E}_{iw}^{\text{д}}| \}_{\Delta k}; \quad (6)$$

$$|\mathcal{E}_{ij} \cup \mathcal{E}_{ij}^{\text{д}}| = |\mathcal{E}_{ij}| \cup |\mathcal{E}_{ij}^{\text{д}}|; \quad (7)$$

$$|\mathcal{E}_{ij}| = |\mathcal{E}_{ij}^{\text{изд}} \cap \mathcal{E}_{ij}^{\text{ст}}| = \sum_{i=1}^{\gamma} \mathcal{E}_{ij}; \quad (8)$$

$$\Delta k \subset \sum_{i=1}^f \Delta i \quad (\text{см. (3)}), \quad (9)$$

где $|\mathcal{E}_{ij}| = \sum_{j=1}^{\gamma} \mathcal{E}_{ij}$ — система из i алгебраических уравнений ($1 \leq i \leq \nabla$), описывающих границы разрядов для различных координат в j -временных

сечениях на Δk -интервале η -циклограммы. Временные сечения (или интервал квантования) устанавливается как размерность вектора $\mathfrak{E}_{ij}$ методом экспертных оценок исходя из конкретного режима испытаний и вида используемых при этом систем ПГСП в составе стендового изделия и

систем стенда [2]; $|\mathfrak{E}_{ij}^{\text{д}}| = \sum_{j=\gamma+1}^{\nabla} \mathfrak{E}_{ij}^{\text{д}}$ — система из i алгебраических уравнений

($1 \leq i \leq \nabla$), описывающих состояние дискретных элементов символами: «1» — в случае, если реакция элемента ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда неправильна; и «0» — в случае, если реакция элемента ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда правильна в j -временных сечениях на Δk -интервале η -циклограммы. Временные сечения (или интервал квантования) устанавливается как размерность вектора $\mathfrak{E}_{ij}^{\text{д}}$ методом экспертных оценок исходя из конкретного режима испытаний и вида используемых при этом систем ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда.

Аналогично для систем, входящих в ПГСП в составе стендового изделия, и систем стенда $|\mathfrak{E}'_{iv}|$, $|\mathfrak{E}''_{iv}|$ и для функциональных элементов $|\mathfrak{E}''_{iw}|$, $|\mathfrak{E}'''_{iw}|$ [2].

Из коэффициентов этих систем составляются соответствующие матрицы, которые и являются искомыми таблицами функций состояний, т.е.:

$$|\mathfrak{E}_{ij}| = \begin{vmatrix} \mathfrak{E}_{11} & \mathfrak{E}_{12} & \mathfrak{E}_{1\gamma} & \mathfrak{E}_{1\nu} \\ \mathfrak{E}_{21} & \mathfrak{E}_{22} & \mathfrak{E}_{2\gamma} & \dots & \mathfrak{E}_{2\nu} \\ \dots & & \dots & & \dots \\ \mathfrak{E}_{\gamma 1} & \mathfrak{E}_{\gamma 2} & \dots & \mathfrak{E}_{\nabla \nu} & \dots & \mathfrak{E}_{\nabla \nu} \end{vmatrix}_{\Delta k}, \quad (10)$$

где

$$\mathfrak{e}_{ij} = \delta_{ij}^{\text{д}}, \delta_{ij}^{\text{в}}; |\mathfrak{E}_{ij}^{\text{д}}| = \begin{vmatrix} \mathfrak{E}_{1\gamma+1}^{\text{д}} & \mathfrak{E}_{1\gamma+2}^{\text{д}} & \mathfrak{E}_{1\nu}^{\text{д}} \\ \mathfrak{E}_{2\gamma+1}^{\text{д}} & \mathfrak{E}_{2\gamma+2}^{\text{д}} & \mathfrak{E}_{2\nu}^{\text{д}} \\ \dots & \dots & \dots \\ \mathfrak{E}_{\nabla\gamma+1}^{\text{д}} & \mathfrak{E}_{\nabla\gamma+2}^{\text{д}} & \mathfrak{E}_{\nabla\nu}^{\text{д}} \end{vmatrix}_{\Delta k}, \quad (11)$$

где $\mathfrak{e}_{ij}^{\text{д}} = 0 \vee 1, \forall i, j$.

Модель идентификации дефектов и выделения классов s_2 и $\bar{S}$ представляется в виде

$$\mathcal{D}_{\text{изд}} \cap \mathcal{D}_{\text{ст}} = \sum_{\tau=1}^{\eta} \{ \mathcal{D}_{aj} \cup \text{Def}_a \cup \mathcal{D}'_{bj} \cup \text{Def}'_b \cup \mathcal{D}''_{cj} \cup \text{Def}''_c \}_{\Delta k}, \quad (12)$$

где

$$|D_{aj} \cup \text{Def}_a| = |D_{aj}| \cup |\text{Def}_a|; \quad (13)$$

$$\Delta k \subset \sum_{i=1}^f \Delta i; \quad (\text{см. (3)})$$

$|D_{aj}|$ — a v -мерных векторов, характеризующих a видов дефектов ($1 \leq a \leq 5^n - 1$), на Δk -интервале η -циклограммы $|\text{Def}_a|$ — множества a -суждений.

Таким образом,

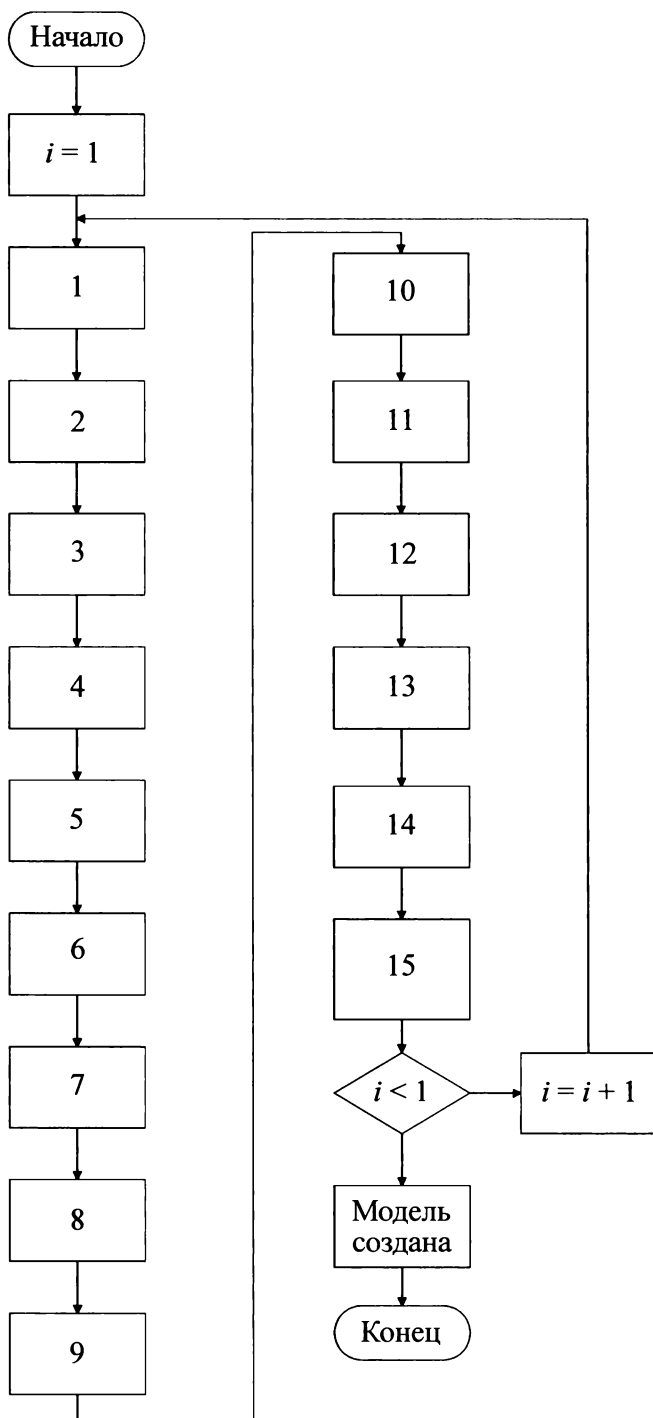
$$|D_{aj}| = \begin{vmatrix} D_{11} & D_{12} & \dots & D_{1v} & \text{Def}_1 \\ D_{21} & D_{22} & \dots & D_{2v} & \text{Def}_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ D_{a1} & D_{a2} & \dots & D_{av} & \text{Def}_a \end{vmatrix}_{\Delta k}$$

Таблицы дефектов с суждениями для систем, входящих в ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда и его элементов $|D'_{bj} \cup \text{Def}'_b|$, $|D''_{cj} \cup \text{Def}''_c|$ строятся аналогично.

Время диагностирования T_d , входящее в модель ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда, ограничивается длительностью эксперимента (2), а также временем развития возможных аварийных ситуаций $T_{ав}$. Указанные времена T_d , $T_{ав}$, T_z определяют либо расчетным путем, либо экспериментально.

Рассмотрим процедуру построения диагностической модели ПГСП в составе стендового изделия и систем стенда (см. рисунок):

- 1) определение i -го режима работы ПГСП;
- 2) определение времени работы ПГСП на i -м режиме;
- 3) определение подсистем, задействованных на данном режиме работы;
- 4) определение состава стендовых систем, обеспечивающих i -й режим работы ПГСП;
- 5) определение длительности и очередности работы систем ПГСП на i -м режиме;
- 6) определение длительности и очередности работы стендовых систем на i -м режиме работы ПГСП;
- 7) определение регистрируемых источников информации ПГСП;
- 8) определение регистрируемых источников информации стендовых систем;
- 9) определение определяющих источников информации на i -м режиме;
- 10) определение значений определяющих функций на i -м режиме работы ПГСП с привязкой к временным сечениям;
- 11) формирование эталонных векторов текущего состояния с привязкой к временным сечениям на i -м режиме работы ПГСП;
- 12) определение перечня нештатных ситуаций на i -м режиме работы ПГСП;



*Алгоритм технологического процесса создания диагностической модели ППС
в составе стендового изделия и систем стенда*

13) определение перечня аварийных ситуаций на i -м режиме работы ПГСП;

14) определение времени развития k -й аварийной ситуации на i -м режиме работы ПГСП;

15) формирование эталонных векторов текущего состояния, характеризующих нештатные и аварийные ситуации на i -м режиме работы ПГСП.

В процессе комплексных испытаний ПГСП и работающей параллельно ее диагностической модели реализуется следующая (пп. 1–26) циклограмма управления:

1. В качестве исходных данных для построения модели ПГСП, работающей в составе стенда, т.е. как стендовое изделие, необходимо использовать следующие документы:

- а) техническое описание ДУ;
- б) схема принципиальная гидравлической системы ДУ;
- в) схема комплектации ПГСП;
- г) циклограмма работы ДУ;
- д) программа испытаний ПГСП;
- е) техническое задание на испытания ДУ;
- ж) программа измерений при испытаниях ПГСП;
- з) отчеты по результатам автономных испытаний ПГСП;
- и) пневмогидравлическая система подачи, расчет параметров;
- к) техническое описание стенда;
- л) схема принципиальная стенда (системы управления и измерения);
- м) технические условия ДУ;
- н) схема принципиальная пневмогидравлической системы подачи;

2. Произвести тщательное изучение по перечисленной в п. 1 технической документации устройства, принципа действия и функционирования системы;

3. Выделить циклограммы работы ПГСП, по которым производится отработка системы на функционирование. При выполнении данной технологической последовательности исходными документами являющиеся документы, перечисленные в п. 1 с индексами «а», «б», «г», «е», «д»;

4. Пронумеровать циклограммы по правилу: если отработка циклограммы i предшествует по времени отработке j -й циклограммы, то $i < j$, и наоборот;

5. Все последующие операции производить сначала для первого режима работы, т.е. $i = 1$, и далее в порядке, приведенном в п. 4 нумерации;

6. Определить время работы ПГСП при реализации η -й циклограммы. При этом воспользоваться следующими документами: «г», «д»;

7. Определить состав подсистем и функциональных элементов ПГСП, включая коммуникации и органы управления, с указанием принятого обозначения. При выполнении данной технологической последовательности исходными являются документы, перечисленные в п. 1 под индексами «б», «в», «д», «е»;

8. Определить состав стендовых систем и функциональных элементов, обеспечивающих η -ю циклограмму ПГСП, при этом необходимо воспользоваться документами «б», «д», «ж», «к», «л» п. 1;

9. Определить длительность и очередность работы подсистем и функциональных элементов ПГСП при реализации η -й циклограммы. При выполне-

нии данной технологической последовательности необходимо воспользоваться следующими документами, указанными в п. 1: «а», «б», «в», «г», «д», «е», «ж»;

10. Определить длительность и очередность работы стендовых систем и функциональных элементов при реализации η -й циклограммы ПГСР. При выполнении данной технологической последовательности необходимо воспользоваться документами, указанными в п. 1: «а», «б», «в», «г», «д», «е», «ж», «к», «л»;

11. Определить последовательность временных интервалов при выполнении η -й циклограммы: «а», «б», «г», «д», «е», «ж», «к», «л»;

12. Определить число и длительность временных сечений на каждом из интервалов «а», «б», «г», «д», «е», «ж», «к», «л»;

13. Определить перечень источников информации ПГСР, принятых к регистрации на k -м временном интервале η -й циклограммы. При этом необходимо воспользоваться следующими документами, указанными в п. 1: «б», «в», «д», «е», «ж»;

14. Определить перечень источников информации (ИИ) стендовых систем, принятых к регистрации на k -м временном интервале η -й циклограммы. При этом необходимо воспользоваться следующими документами, указанными в п. 1: «б», «в», «д», «е», «ж», «к», «л»;

15. Выделить определяющие источники информации на k -ом временном интервале η -й циклограммы ПГСР. При выполнении данной технологической последовательности воспользоваться следующими документами, указанными в п. 1: «б», «в», «д», «е», «ж», «к», «л»;

16. Определить значения определяющих параметров на k -м временном интервале η -й циклограммы с привязкой к временным сечениям. При этом воспользоваться следующими документами п. 1: «ж», «з», «и»;

17. Сформировать эталонные векторы текущего состояния с привязкой к временным сечениям k -го временного интервала η -й циклограммы работы ПГСР в составе стенда. При этом воспользоваться следующими документами п. 1: «г», «д», «ж», «з», «и», «к», «л»;

18. Составить перечень нештатных ситуаций, принятых к рассмотрению на k -м временном интервале η -й циклограммы работы ПГСР в составе стенда. При этом пользоваться следующими документами п. 1: «г», «д», «ж», «з», «и», «к», «л»;

19. Выделить из перечня нештатных ситуаций перечень аварийных ситуаций на k -м временном интервале η -й циклограммы работы ПГСР в составе стенда. При этом воспользоваться следующими документами п. 1: «г», «д», «ж», «з», «и», «к», «л»;

20. Определить время развития каждой аварийной ситуации на k -м временном интервале η -й циклограммы работы ПГСР в составе стенда. При этом воспользоваться следующими документами п. 1: «з», «и», «к», «л», «м»;

21. Выделить аварийную ситуацию с минимальным временем развития аварии;

22. Сформировать эталонные векторы текущего состояния, характеризующие нештатные и аварийные ситуации на k -м временном интервале η -й циклограммы работы ПГСР в составе стенда. При этом воспользоваться следующими документами п. 1: «г», «д», «ж», «з», «и», «к», «л»;

23. Определить $k + 1$ временной интервал η -й циклограммы работы ПГСР. При этом воспользоваться п. 11;

24. Выполнить технологические операции для $k = k + 1$ временного интервала (см. п. 13...23);

25. Если рассмотрены все временные интервалы работы η -й циклограммы, определить $\eta + 1$ циклограмму;

26. Выполнить технологические операции для $\eta = \eta + 1$ циклограммы (п. 6...25).

Примечание к п. 2: В случае, если рассмотрены все циклограммы работы ПГСР в составе стенда, то модель ПГСР создана. После проведения отдельных операций по п. 25 необходимо провести их проверку и выявить допущенные ошибки. Незначительные неточности и ошибки в обозначении источников информации, элементов, суждений при кодировании аналоговых и сигнальных параметров и т.д. могут привести к неправильному построению модели ПГСР в составе стендового изделия и систем стенда на отдельных циклограммах и, как следствие, к снижению качества программ диагностирования. Ошибки, которые могли быть допущены при построении модели ПГСР в составе стендового изделия и систем стенда, можно разделить на две группы:

- ошибки, допущенные на этапе до определения значений определяющих параметров (начальный этап);
- ошибки, допущенные на этапе, начиная с определения перечня нестандартных ситуаций (конечный этап).

Ошибки начального этапа объясняются значительной трудоемкостью проведения работ, связанных с переработкой и систематизацией большого количества информации по ПГСР в составе стендового изделия и систем стенда. Как правило, такие работы являются неформальными и требуют тщательного изучения как самих систем, так и подсистем измерения ИИУС [3]. Работы начального этапа следует проводить совместно с соответствующими специалистами, особенно если построение модели для данной системы ранее не производилось.

Опыт построения моделей ПГСР изделий новой техники показывает, что наиболее характерные ошибки начального этапа таковы:

- неправильно определен состав основных функциональных элементов в подсистемах (пропуск элемента, включение элемента из другой подсистемы);
- использованы различные обозначения для одного и того же элемента;
- неправильно определен состав регистрируемых источников информации ПГСР и стенда на k -м временном интервале η -й циклограммы;
- неправильно определен состав определяющих источников информации на k -м временном интервале η -й циклограммы ПГСР в составе стенда, что приводит к неверному формированию эталонных векторов;
- неправильно определены значения определяющих параметров на k -м временном интервале η -й циклограммы ПГСР в составе стенда, что приводит к неверному формированию эталонных векторов;
- неправильно назначены допуски на конкретные значения регистрируемых параметров, принятых к рассмотрению, что приводит к ошибкам первого либо второго рода;

Ошибки, допущенные на этапе, начиная с определения перечня нестандартных ситуаций, объясняются, главным образом, недостаточным вниманием исполнителей при переносе информации, полученной на начальном этапе. Такие ошибки могут быть выявлены при повторной проверке правильности выполнения отдельных операций, осуществляемой другим специалистом. Наиболее характерными ошибками конечного этапа построения модели ПГСР являются следующие:

- неполный перечень нестандартных ситуаций, принятый к рассмотрению на k -м временном интервале η -й циклограммы ПГСР в составе стенда, приводит к нераспознаванию нестандартных и аварийных ситуаций;
- неправильно сформированный эталонный вектор, характеризующий нестандартную либо аварийную ситуацию, приводит к ошибке первого либо второго рода.

Проверка выполнения отдельных технологических операций начального и конечного этапов построения диагностической модели не исключает необходимость экспериментальной проверки построенной на ее основе программы диагностирования. Такая экспериментальная проверка позволяет не только выявить случайные и методические погрешности, допущенные при построении модели и ее последующем обсчете, но и дать качественную оценку всей методике с точки зрения возможности и целесообразности ее практического применения для поиска функциональных дефектов ПГСР в составе стендового изделия и систем стенда

Заключение. Рассмотрены особенности построения диагностической модели СТС, характеризующиеся оценкой состояний объекта испытаний на каждом интервале выполняемой циклограммы. Предложен алгоритм технологической процедуры создания диагностической модели СТС с учетом интервального квантования циклограммы. Указаны характерные ошибки, допускаемые при создании диагностической модели СТС.

Список литературы

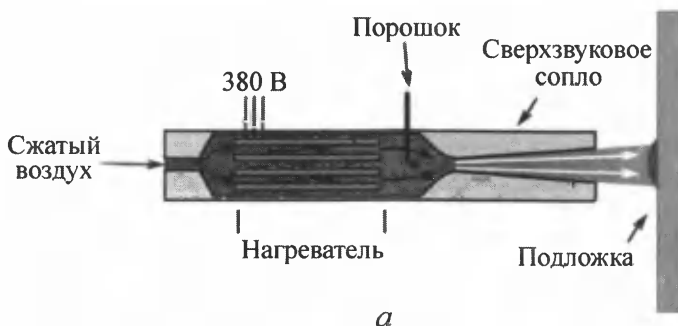
1. Бизяев Р.В. Системная технология диагностирования стендовых изделий РКТ. М.: Изд-во МАИ, 1997. 164 с.
2. Недайвода А.К. Технологические основы обеспечения качества ракетно-космической техники. М: Машиностроение, 1998. 240 с.
3. Альбрехт А.В., Баталин Н.Н., Бизяев Р.В., Герасимов Н.М., Корноухов А.А., Кудинов С.В., Питомец Е.Н. Информационная система послесекансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ // Авиакосмическая техника и технология. 2002. № 3. С. 31–37.

**Технология и оборудование для получения
композитных покрытий на основе металлических
и металлокерамических порошков методом
газодинамического напыления**

Ю.О. Бахвалов, В.И. Михеев, В.А. Половцев

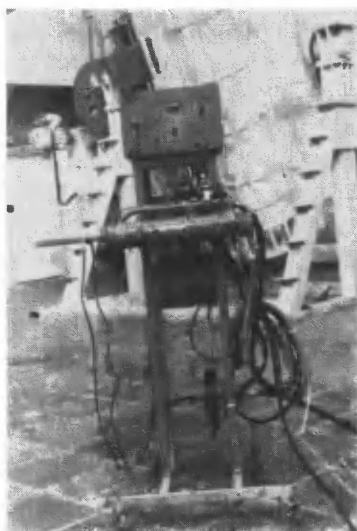
Нанесение металлических и металлокерамических покрытий широко используется в различных отраслях промышленности для получения специальных свойств на поверхностях деталей из различных материалов. В настоящее время разработано множество различных способов нанесения покрытий, имеющих как свои преимущества, так и недостатки и, в силу этого, свои области применения. Такие известные способы нанесения покрытий, как газопламенный, плазменный, электродуговой, детонационный и др., используют высокотемпературные двухфазные потоки, что приводит к плавлению частиц напыляемых порошков и их взаимодействию с газовой средой с образованием различных соединений (окислов, нитридов и т.п.), вызывающих в ряде случаев нежелательное изменение исходных свойств порошков и самого покрытия. К другим существенным недостаткам этих способов следует отнести значительный разогрев деталей и их деформацию, вызванную высокими остаточными напряжениями, недостаточную прочность сцепления частиц между собой и с подложкой, высокую пористость покрытия, использование взрывоопасных газов, сложность в обслуживании оборудования, высокую стоимость оборудования и т.п. Использование «холодного» газодинамического способа нанесения покрытий позволяет устранить перечисленные недостатки.

Газодинамический метод нанесения покрытий является относительно новым и в настоящее время начинает внедряться в производственную практику, находя все новые и новые области применения. Метод заключается в нанесении на обрабатываемую поверх-



а

Димет-200



Димет-401



б

Рис. 1. Принципиальная схема газодинамического нанесения металлических и металлокерамических покрытий (а) и опытно-промышленные установки (б)

ность порошков металлов или их смесей с керамическими порошками, ускоренных с помощью сверхзвукового газового потока, который создается подачей газа высокого давления на вход сверхзвукового сопла (рис. 1, а).

В данной статье представлены результаты работы, проведенной КБ «Салют» Государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева совместно с Обнинским центром порошкового напыления по использованию относительно нового способа нанесения покрытий применительно к решению нескольких конкретных задач. Оработка технологии нанесения различных покрытий производилась на опытно-промышленных установках для газодинамического напыления ДИМЕТ-200 и ДИМЕТ-401 (рис. 1, б). Основные технические характеристики газодинамических установок приведены в табл. 1.

Технические характеристики газодинамических установок

Характеристика	ДИМЕТ-200	ДИМЕТ-401
Параметры подводимого к установке воздуха:		
давление, кгс/см ² (0,1 МПа)	4,5...16	5...10
максимальный расход, м ³ /мин	1,5	0,5
Параметры воздуха в установке:		
рабочее давление, кгс/см ² (0,1 МПа)	4...6	5...7
максимальная температура нагрева воздуха, К	573	573
Производительность по порошку, г/с	До 1,1	До 0,2
Габаритные размеры установки, мм:		
длина	850	485
ширина	500	630
высота	1500	1290
Масса установки, кг	Не более 80	Не более 80

Для ускорения частиц можно использовать различные сжатые газы. В нашем случае использовался сжатый воздух как наиболее дешевый. Для увеличения скорости воздушного потока, а значит, и скорости частиц порошка подводимый воздух в напылительном блоке подогревался до определенных температур (423...573 К). Использование смесей порошков металлов с высокотвердыми керамическими материалами обеспечивает, наряду с напылением покрытия повышенной прочности, подготовку поверхности подложки путем ее абразивной обработки высокотвердыми частицами смеси. Присутствие в смеси порошков твердых частиц в полтора-два раза увеличивает прочность сцепления покрытия с подложкой, а также обеспечивает значительную деформацию и эффективное уплотнение пластичного компонента более твердым компонентом. Развитие современной техники, и в особенности авиакосмической, ставит все новые требования к покрытиям, условиям их нанесения и применения.

С целью защиты некоторых агрегатов космического аппарата от воздействия высокотемпературных газовых потоков корректирующих двигателей на борту устанавливаются тепловые защитные экраны (рис. 2) из коррозионно-стойкой стали с теплоизлучающим покрытием. При этом покрытие должно иметь высокий коэффициент теплоизлучения ($\epsilon \geq 0,7$) при температуре порядка 1300 К и прочное сцепление с основой. Существует достаточно много способов повышения излучательной способности металлических материалов. Одним из наиболее распространенных, который до настоящего времени использовался для нанесения теплоизлучающих покрытий на защитные экраны изделий предприятия, являлся плазменный метод. Однако покрытия, получаемые этим методом, имели низ-

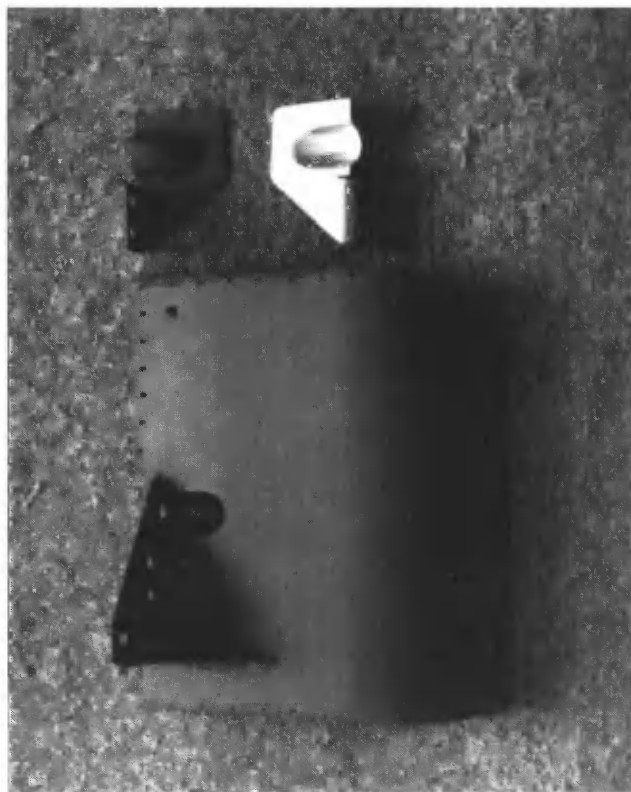


Рис. 2. Защитные экраны из коррозионно-стойкой стали 12Х18Н10Т с теплоизлучающим покрытием на основе керамических порошков SiC и Zr_2O_3

кую пластичность и адгезию и при сборке конструкции, которая осуществлялась клепкой, имели место достаточно частые случаи отслаивания покрытия. А это приводило к дополнительным сложностям при ремонте тепловых экранов. Кроме того, плазменный метод нанесения покрытий весьма чувствителен к незначительным отклонениям от технологических параметров процесса, дорогостоящий, требует высокой квалификации работающего персонала.

Было изготовлено и исследовано более десяти различных типов состава покрытий на основе порошков Ti, TiN, TiC, SiC, ZrO_2 и др. Измерения коэффициента теплового излучения ϵ осуществлялось с помощью терморadiометра модели ТРМ-М. Адгезионная прочность контролировалась методом изгибания образца с нанесенным покрытием на 90° с радиусомгиба 5 мм с последующим разгибом. Проведенные эксперименты показали, что наибольший коэффициент теплового излучения ($\epsilon = 0,70 \dots 0,78$) имели образцы с покрытием смеси порошков ZrO_2 и SiC в соотношении 1:1 [2]. Натурные тепловые экраны из коррозионно-стойкой стали 12Х18Н9Т с теплоизлучающим покрытием на основе порошков ZrO_2 и SiC показаны на рис. 2.

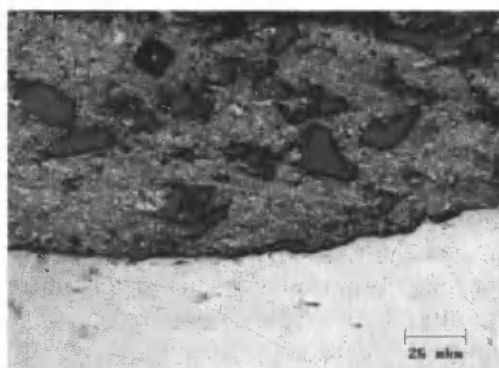
Другая важная проблема, которая была решена с использованием газодинамического напыления, это герметизация сварных швов на алюминиевых топливных баках ракет-носителей. В процессе изготовления сваркой герметичных емкостей из алюминиевых сплавов периодически возникают проблемы ремонта микротечей в зоне сварных швов, которые до последнего времени устраняли подваркой. Однако алюминиевые сплавы и, в особенности, термоупрочняемые сплавы типа 1201 обладают низкой ремонтной способностью 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.

Отработку технологии герметизации микротечей газодинамическим напылением производили путем нанесения герметизирующего композитного слоя на основе алюминия на специальные образцы с искусственно полученными электроэрозионным прожогом сквозными дефектами диаметрами 80...100 мкм. В процессе отработки варьировались состав рабочего порошка, режим его предварительной термообработки, температура рабочего газа (воздуха) и другие параметры газодинамического напыления. После нанесения герметизирующего слоя разной толщины образцы на специальном стенде испытывались на герметичность воздушно-гелиевой смесью методом «щупа» при избыточном давлении от 15 до 150 атм. 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_2O_3), надежно герметизирующие микротечи [4]. Поскольку в качестве одного из компонентов топлива в ракетах-носителях используется жидкий кислород, который в случае нештатных ситуаций при подготовке ракеты-носителя к пуску может дважды сливаться из топливных баков и заправляться вновь, были проведены исследования по влиянию термоциклирования ($293\text{ К} \rightarrow 77\text{ К} \rightarrow 293\text{ К} \rightarrow \dots$, два цикла, выдержка при каждой температуре в течение 1 ч). Негерметичности по местам искусственных микротечей с напыленным слоем при чувствительности схемы испытаний 1×10^{-5} (л·мкм рт.ст)/с не выявлено. Микроструктура образца с искусственной микротечью и напыленным на нее герметизирующим слоем представлена на рис. 3.

Исследование прочностных характеристик разработанного покрытия с подложками из алюминиевых сплавов АМг6, 1201 и коррозионно-стойкой стали 12Х18Н9Т и отдельно самого покрытия проводили на специальных составных образцах при нормальной и криогенной (77 К) температурах, а также после термоциклирования по указанному ранее режиму с использованием методического руководства, разработанного Всероссийским институтом авиационных материалов [2]. Результаты исследований прочности герметизирующего покрытия и прочности сцепления его с подложкой ($\sigma_{\text{отр}}$ — предел прочности отрыва покрытия от подложки, τ — предел прочности сдвига покрытия относительно подложки, $\sigma_{\text{в}}$ — предел прочности покрытия) представлены в табл. 2.



а



б

Рис. 3. Микроструктура образца из алюминиевого сплава АМг6 с искусственной микротечью и напыленным на нее герметизирующим композитным слоем Al–SiC (а) и границы раздела покрытия с подложкой (б) при двухсоткратном увеличении

Из табл. 2 видно, что после проведения термоциклирования происходит незначительное увеличение прочностных характеристик, что можно объяснить снижением внутренних напряжений, и в два раза повышается прочность при криогенной температуре. При измерении температуры подложки в зоне напыления было установлено, что она не поднималась выше 373 К. Это гарантировало отсутствие изменения в структуре материала, что подтверждено металлографическими и электронно-микроскопическими исследованиями.

Таблица 2

Механические свойства покрытия и его связи с подложкой

Марка материала	Условия проведения испытаний	Значения прочности, кгс/мм ² (10 МПа)		
		на разрыв σ_b	на сдвиг τ	на отрыв $\sigma_{отр}$
Алюминиевые сплавы АМг6, 1201	При 293 К	8,2	5,3	5,5
	При 77 К	17,0	9,0	9,1
	После термоциклирования	8,8	5,5	6,4
Коррозионно-стойкая сталь 12Х18Н9Т	При 293 К	8,8	5,7	5,0
	При 77 К	16,0	12,7	9,6
	После термоциклирования	8,5	7,6	5,9

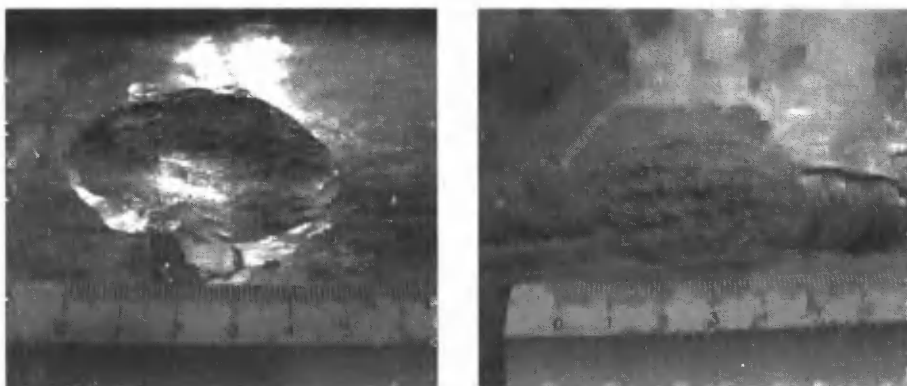
Положительные результаты, полученные при разработке состава герметизирующего порошкового покрытия, отработке режимов напыления и исследовании его свойств, позволили разработать серийную технологию герметизации («залечивания») микротечей в сварных соединениях топливных баков диаметром 3000 мм разгонных блоков ракет-носителей, а также технологию ремонта дефектных мест на деталях из алюми-

ниевых сплавов методом «холодного» газодинамического напыления с использованием специально разработанных малогабаритных ручных напылительных блоков и пылезащитных камер. Процесс нанесения герметизирующего слоя на микротечь в сварном соединении на топливном баке разгонного блока ракеты-носителя с использованием малогабаритного напылительного блока и локальной пылезащитной камеры, а также дефектное место до и после ремонта («залечивания» микротечей) показаны на рис. 4.

Исследования по установлению возможности герметизации кольцевых стыков из разнородных материалов проводились на цилиндрических трубчатых образцах, которые состояли из двух частей (алюминие-



а



б

Рис. 4. Процесс нанесения герметизирующего покрытия на микротечь в сварном соединении топливного бака разгонного блока ракеты-носителя (а) и дефектное место до и после ремонта (б)

вой и стальной) и соединялись между собой внутренней резьбой. Резбовое соединение обеспечивает прочное механическое крепление двух частей, но не обеспечивает герметичности их стыка. При отработке способа герметизации таких стыков использовалась, как и в случае герметизации микротечей, композитная смесь порошков на основе алюминия и карбида кремния [4]. Для нанесения герметизирующего слоя образцы устанавливались перед сопловым блоком на специальное устройство, которое обеспечивало их вращение, а сопловой блок напылительной установки имел возвратно-поступательное перемещение вдоль оси образца. Герметизирующий слой наносили как с наружной, так и с внутренней стороны стыка. Следует отметить, что возможность нанесения герметизирующего слоя на внутренний стык зависит от размера внутреннего диаметра и конструкции стыка. Ширина наружного герметизирующего слоя составляла 10 мм, а толщина 1,5...2,5 мм. После изготовления образцы подвергались испытаниям на герметичность воздушно-гелиевой смесью методом «щупа» при избыточном давлении. Негерметичности по местам напыления при чувствительности схемы испытания 1×10^{-5} (л·мкм рт.ст)/с не выявлено. На рис. 5, а показаны биметаллические переходники композиции сталь–алюминиевый сплав, полученные с использованием метода газодинамического напыления, и образцы с $d_y = 14$ мм после испытания до разрушения внутренним давлением, которое составило для данных образцов 150 атм или 15 МПа (рис. 5, б).

Алюминий и его сплавы до настоящего времени считают труднопаяемыми материалами. Трудности пайки алюминия связаны прежде всего с его физико-химическими свойствами и высокой химической стойкостью окислов на его поверхности, которые затрудняют контакт расплавленного припоя с ним. Следует также отметить, что алюминиевые сплавы обладают высокой теплоемкостью, что требует достаточно большого тепловложения. А это в свою очередь приводит к образованию широкой зоны разогрева и значительным деформациям паяных

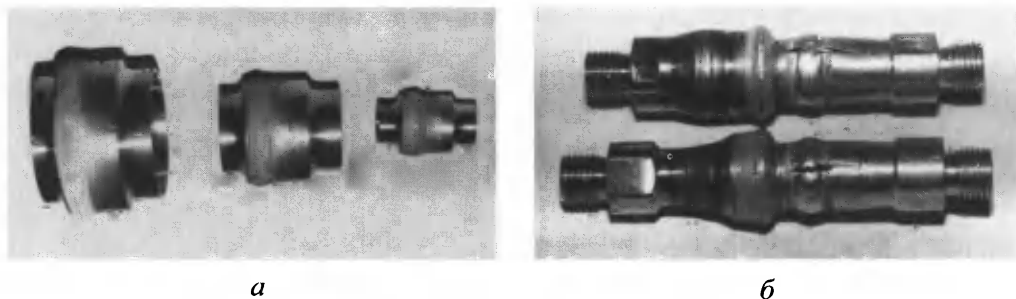


Рис. 5. Экспериментальные образцы биметаллических переходников с резьбовым соединением из разнородных материалов (коррозионно-стойкая сталь 12Х18Н10Т–алюминиевый сплав АМгб) с герметизирующим покрытием по кольцевому стыку (а) и биметаллические образцы после испытания до разрушения внутренним давлением (б)

изделий из-за большого относительного коэффициента линейного расширения. Поскольку пайка алюминиевых сплавов осуществляется с использованием различных флюсов, происходит изменение состояния поверхности и механических свойств паяемого металла (особенно пластичности) из-за взаимодействия расплавленных флюсов с паяемым материалом. Также остатки флюса после пайки способствуют развитию коррозии в паяном соединении и должны быть тщательно удалены сразу после пайки. Другие существенные недостатки флюсовой пайки — весьма высокая стоимость используемых флюсов и большой их расход в процессе пайки [6].

В связи с этим исследования, направленные на разработку бесфлюсовой пайки, имеют актуальный характер. В настоящее время медные и никелевые покрытия на алюминиевых сплавах под пайку различных конструкций получают гальваническим методом. Однако этот метод трудоемок и требует наличия специального гальванического участка с оборудованием (ваннами) необходимого размера, обеспечением соответствующих требований по технике безопасности.

Отработку технологии получения медных и никелевых покрытий производили на экспериментальных образцах (рис. 6, а) с использованием порошков меди, никеля и карбида кремния с величиной частиц 20...50 мкм.

Анализ разрушенных после прочностных испытаний образцов показал, что разрушение носит адгезионно-когезионный характер, а прочность отрыва медного и никелевого покрытий составляла 15...20 МПа. Также качество сцепления покрытия с подложкой оценивалось путем испытаний на загиб плоских образцов размерами 1×10×80 мм с нанесенными на них покрытиями.

После испытаний образцов на загиб качество образцов оценивалось по наличию на них трещин. При изгибе образцов на диаметре 5 мм трещин в

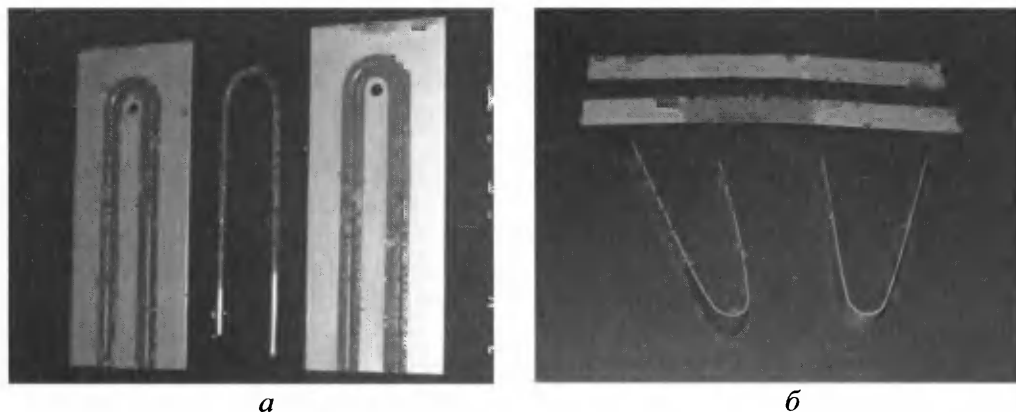


Рис. 6. Элементы экспериментальных тепловых панелей (а) и образцы после испытаний на изгиб (б) из алюминиевого сплава с медным и никелевым покрытиями

вершине гига (зона максимальных растягивающих напряжений) не обнаружено (рис. 6, б).

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. 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 ограничения размеров деталей с покрытием, так как рисунок покрытия можно получать путем одновременного перемещения шаблона по поверхности заготовки и напыления покрытия.

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 алюминиевых 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 [7].

Список литературы

1. **Способ** повышения теплоизлучательной способности нержавеющей стали / А.И. Каширин, О.С. Ключев, Т.В. Буздыгар, В.И. Михеев, В.Н. Косолапов. Патент РФ № 2104326, 1996.
2. **Определение** свойств газотермических покрытий / Методическое руководство МР1. 595-27-001-93 / под ред. Б.М. Захарова, В.Н. Новикова. М.: Изд-е ВИАМ, 1993. 90 с.
3. **Способ** восстановления изделий / А.К. Недайвода, В.И. Михеев, В.Н. Косолапов, В.А. Половцев, А.В. Шкодкин, А.И. Каширин, О.Ф. Ключев, Е.А. Перминов. Патент РФ № 2166421, 1999.
4. **Трубчатый** биметаллический переходник и способ его изготовления / А.К. Недайвода, А.В. Кондратов, В.И. Михеев, В.Н. Косолапов, Е.А. Перминов, В.А. Половцев. Патент РФ № 2156911, 1998.
5. **Никитский А.М.** Пайка алюминия и его сплавов. М.: Машиностроение, 1983. 192 с.
6. **Nedaivoda A.K., Bakhvalov Yu.O., Mikheev V.I., Polovtzev V.A.** Composite coatings produced by «Cold» gas dynamic spraying for space technology // Scientific and technical journal «Polyot» («Flight»). 2002. № 11. P. 19–25.

Прочность углепластиковых сетчатых отсеков космических аппаратов и разгонных блоков при приложении сосредоточенных нагрузок

В.П. Полиновский

Углепластиковые сетчатые отсеки с непрерывными стыками доказали свою эффективность при применении в верхних ступенях ракет-носителей. В частности, в РН «Протон» применяются приборный отсек второй ступени и хвостовой отсек второй ступени, выполненные в виде углепластиковых сетчатых конструкций регулярной структуры. Эти отсеки с одного из торцов имеют стыки с топливными баками РН, что позволяет организовать стык с большим числом точек соединения, сравнимым с числом спиральных ребер в сетчатой конструкции.

К особенностям силовых конструкций разгонных блоков и КА можно отнести малую длину отсеков и малое число точек соединения в разделяемых стыках. Эти особенности приводят к существенной неравномерности нагружения отсека по окружности. Традиционно для силовых схем подобных отсеков выбираются ферменная или трехслойная конструкции. В первом случае нагрузки, приходящие на дискретное число точек одного из торцов отсека, передаются на такое же число дискретных точек другого торца. Трехслойная конструкция, наоборот, размазывает сосредоточенные нагрузки, приходящие на один из торцов отсека. Недостатками ферменных конструкций являются их геометрическая изменчивость, неизбежные потери в заделках и сравнительно большой размер конструкции в радиальном направлении. Недостатком трехслойной конструкции является низкая жесткость конструкции в зонах приложения дискретных нагрузок, необходимость организации люков и вырезов для обслуживания аппаратуры, расположенной внутри отсека, и прохода трубопроводов и кабелей.

Альтернативой ферменным и трехслойным конструкциям для отсеков с дискретными стыками являются сетчатые конструкции нерегулярной структуры. В 2006...2008 гг. специалисты КБ «Салют» совместно с ОАО ЦНИИСМ разработали углепластиковые сетчатые конструкции нерегулярной структуры — это конструкции, сочетающие в себе достоинства ферменных и трехслойных конструкций и лишенные их недостатков (рис. 1 и 2).

1. Этапы проектирования сетчатых отсеков нерегулярной структуры. При предварительном (общем) проектировании сетчатых конструкций, предназначенных для восприятия дискретных нагрузок, проводится определение основных параметров сетчатой структуры:

- углового шага спиральных ребер в регулярной и усиленной зонах конструкции;
- угла наклона спиральных ребер к образующей;
- сечения спиральных и кольцевых ребер;
- положения кольцевых ребер относительно перекрестий спиральных.



Рис. 1. Сетчатый адаптер нерегулярной структуры (КА «Дирек ТВ-10»)



Рис. 2. Силовой цилиндр нерегулярной структуры (КА «Экспресс-МД1»)

Общее проектирование сетчатой конструкции применительно к адаптеру КА «Дирек ТВ-10» достаточно подробно описывается в работе [1]. На этапе детального проектирования проводится уточнение параметров конструкции, выбранных при предварительном проектировании, и определяются дополнительные параметры:

угловой размер усиленных частей сетки (частей с малым угловым шагом спиральных ребер);

оценка необходимости введения дополнительных кольцевых ребер.

2. Выбор размера усиленных зон сетчатого адаптера нерегулярной структуры. При разработке сетчатых конструкций для адаптера КА «Дирек ТВ-10» и силового цилиндра КА «Экспресс-МД1» в ГКНПЦ был разработан новый способ приложения сосредоточенных сил к торцам углепластиковых сетчатых отсеков. В сетчатую структуру интегрируется металлический фитинг, в который может быть установлен болт или замок системы разделения. Ячейки сетки в зоне установки фитинга заполняются углеродной тканью (так называемыми «салфетками»), и фитинг устанавливается в сетку при помощи кле-болтового соединения. Данный способ приложения сосредоточенных сил накладывает определенные требования к топологии сетчатой структуры. Массив углеродной ткани с закрепленным на нем фитингом обладает изгибной жесткостью, значительно превышающей изгибную жесткость спиральных ребер сетки. Непосредственно на краю зоны «засалфечивания» возникает перепад жесткостей и, как следствие, концентратор напряжений. Коэффициент концентрации напряжений зависит от ширины усиленной зоны сетки. Для выбора ширины усиленной зоны был проведен ряд расчетов. Расчеты проводились для случая сжатия эквивалентной сжимающей нагрузкой, и поэтому рассчитывалась 1/8 часть адаптера. По краям модели задавались условия симметрии. Расчетные модели разработаны в системе MSC/NASTRAN и MSC/PATRAN. Для моделирования спиральных и кольцевых ребер применялись конечные элементы изгибаемых оболочек типа QUAD4. Для моделирования фитинга, зоны салфеток, шпангоута применялись объемные конечные элементы. На рис. 3 показаны расчетные модели трех вариантов усиленной зоны и даны основные результаты расчетов. Из рис. 3 видно, что масса вариантов № 2 и № 3 конструкции меньше массы варианта № 1 на 2,7%. Нормальные сжимающие напряжения в спиральных ребрах в варианте № 2 возросли на 30% по сравнению с вариантом № 1. А в варианте № 3 запас по устойчивости уменьшился на 23% по сравнению с вариантом 1.

На рис. 4 и 5 показано распределение нормальных и касательных напряжений в наиболее нагруженном спиральном ребре варианта № 1 конструкции. Из этих рисунков видно, что наибольшие напряжения возникают непосредственно сразу за краем ячеек, заполненных углеродной тканью. В этой зоне спиральные ребра сильно изгибаются (имеется существенная разница в величине напряжений по наружной и внутренней поверхности спирального ребра), и, как следствие, в них резко возрастают трансверсальные касательные напряжения. Касательные напряжения наиболее опасны для многослойных конструкций, поскольку именно они вызывают расслоение. По результатам расчетов можно сделать вывод, что в варианте № 1 конструкции ширина усиленной зоны близка к оптимальной:

при уменьшении зоны с наружной стороны происходит существенное возрастание напряжений в крайнем спиральном ребре (№ 1 на рис. 3);

при уменьшении зоны с внутренней стороны происходит существенное уменьшение запаса по устойчивости.

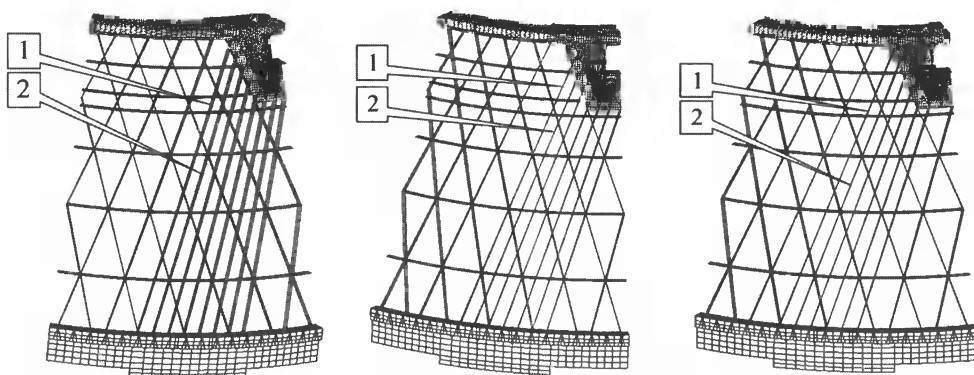


Рис. 3. Выбор оптимальной ширины усиленной зоны адаптера

Характеристики	Вариант		
	1	2	3
Ширина зоны усиления, градус	17,5	15	15
Масса, кг	63	61,3	61,3
Запас по устойчивости	1,09	1,02	0,86
Максимальные нормальные сжимающие напряжения в спиральных ребрах $\sigma''_{\text{спир}}$, кг/мм ²	21	28	23
Жесткость, т/мм	32	31	31

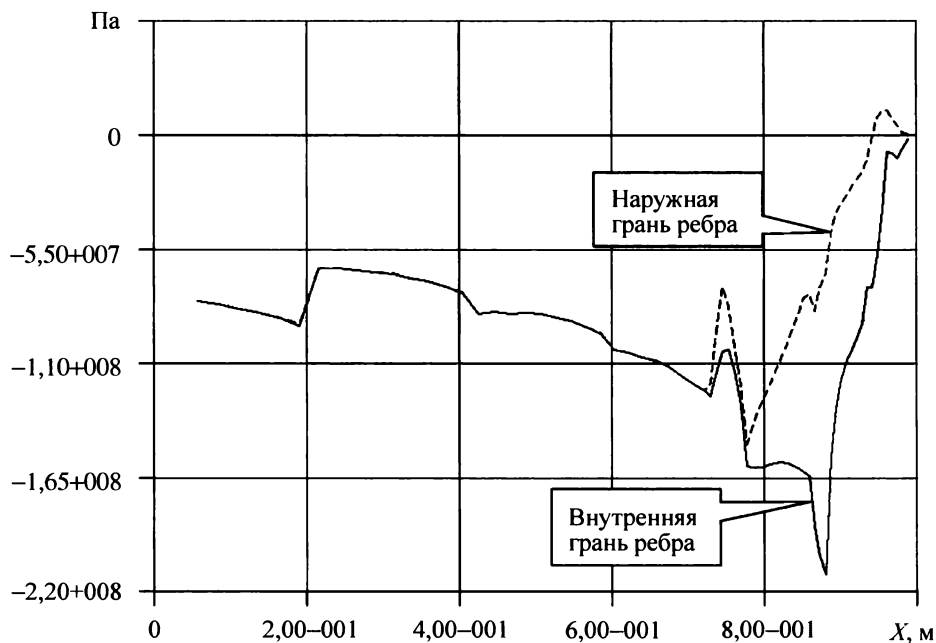


Рис. 4. Распределение нормальных напряжений в наиболее нагруженном спиральном ребре (вариант № 1)

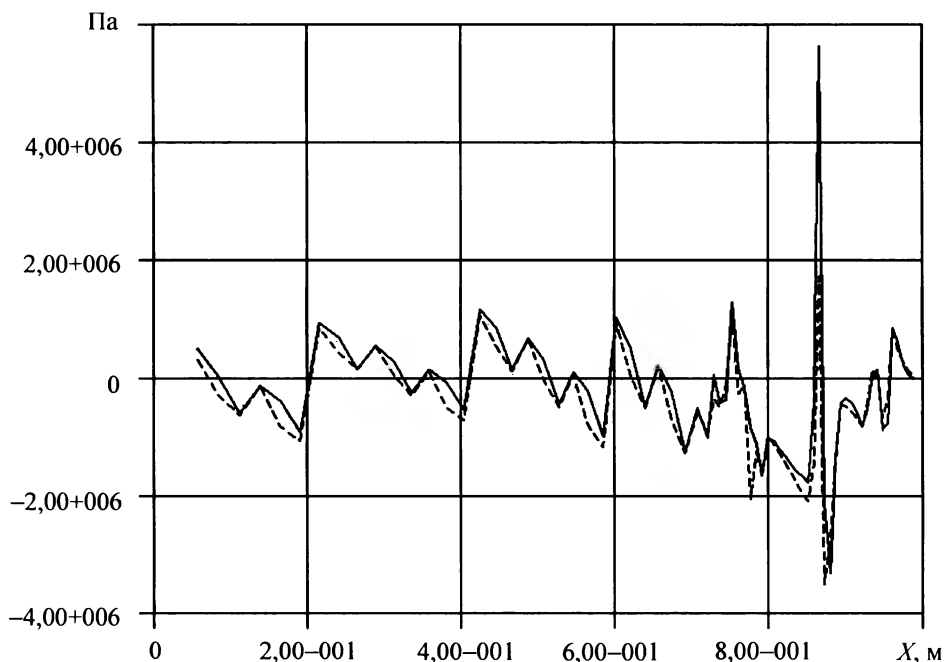


Рис. 5. Распределение касательных напряжений в наиболее нагруженном спиральном ребре (вариант № 1)

3. Выбор положения кольцевых ребер сетчатой конструкции. В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разработан КА «Экспресс-МД1», который может запускаться на орбиту в паре с другим коммерческим КА небольшой массы (до 3 т) на РН «Протон». При этом КА «Экспресс-МД1» служит адаптером для верхнего коммерческого космического аппарата. Сетчатая конструкция из углепластика использована в качестве силового цилиндра платформы КА связи для парного выведения. Центральный силовой цилиндр КА «Экспресс-МД1» стыкуется с каждым из смежных отсеков (верхним и нижним) восемью узлами. В зоне силовых узлов в конструкцию цилиндра интегрированы металлические фитинги. В дальнейших расчетах предполагается, что как растягивающие, так и сжимающие нагрузки передаются через фитинги. Такое нагружение приводит к существенной неравномерности распределения напряжений в ребрах конструкции. На центральный силовой сетчатый цилиндр устанавливаются приборы и оборудование, поэтому были использованы двойные кольцевые ребра, смещенные от перекрестия спиральных на 45 мм. В треугольные ячейки, образуемые двумя спиральными и кольцевым ребром, можно устанавливать болты для крепления приборов и оборудования к силовому цилиндру.

Рассмотрим влияние расположения кольцевых ребер на величину критической силы потери устойчивости. Сравним две расчетные модели. Модель 1 со штатным вариантом расположения кольцевых ребер (все кольцевые

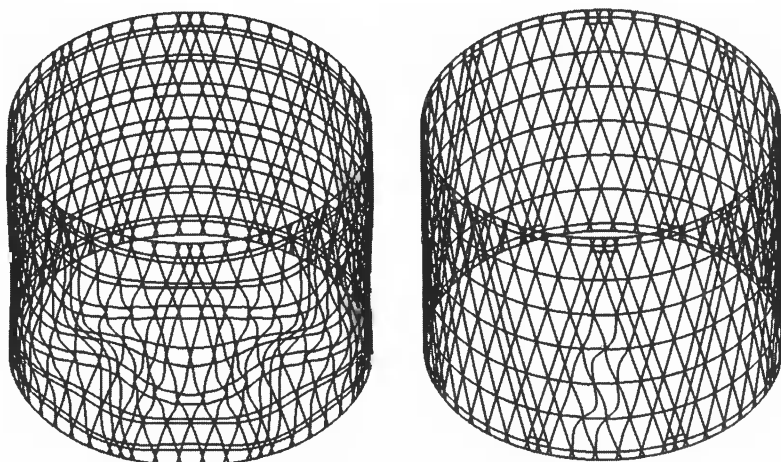


Рис. 6. Зависимость формы потери устойчивости сетчатого цилиндра от расположения кольцевых ребер

ребра смещены на 45 мм от перекрестия спиральных ребер). Модель 2 предполагает, что кольцевые ребра проходят на минимальном технологическом расстоянии от перекрестия спиральных.

Расчет этих двух моделей центрального цилиндра на устойчивость проводился методом конечных элементов в системе MSC.NASTRAN. Расчетные модели вариантов цилиндра показаны на рис. 6. В данных расчетных моделях для моделирования ребер сетки использовались балочные конечные элементы (тип BAR2, балка постоянного сечения, не учитывающая сдвиг).

Расчет проводился на комбинацию сжимающей осевой силы, перерезывающей силы и изгибающего момента, которая приводит к максимальной сжимающей эквивалентной силе по нижнему торцу цилиндра. Нагрузки прикладывались по верхнему торцу модели цилиндра через модель смежного отсека. Модель цилиндра при расчетах была прикреплена к модели нижнего отсека.

Результаты расчетов показали, что модель 1 (штатный вариант цилиндра) имеет запас устойчивости 1,35, тогда как модель 2 цилиндра с кольцевыми ребрами, проходящими по перекрестиям спиральных, имеет запас всего 0,5. Поскольку масса конструкций для двух моделей разная, сравним удельные критические нагрузки (критическую нагрузку, отнесенную к массе конструкции). Для модели штатного варианта критическая удельная нагрузка составила 25 кН/кг, для второй модели — 10 кН/кг.

Расположение всех кольцевых ребер силового цилиндра на расстоянии 45 мм от перекрестия спиральных обеспечивает достаточный запас по устойчивости, однако запас прочности спиральных ребер оказывается недостаточным. Максимальные напряжения в спиральных ребрах возникают вблизи фитингов в зоне первого от шпангоута перекрестия

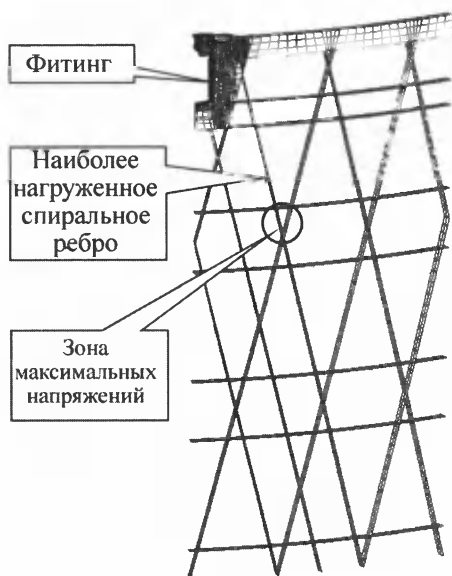


Рис. 7. Расчетная модель зоны фитинга с первым вариантом расположения кольцевого ребра

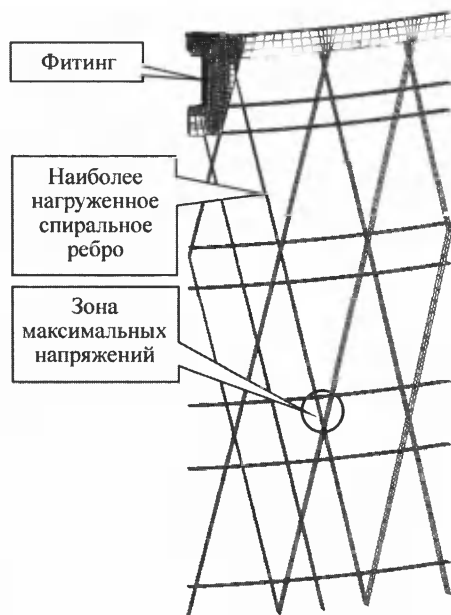


Рис. 8. Расчетная модель зоны фитинга со вторым вариантом расположения кольцевого ребра

спиральных ребер. Для определения причин появления высоких напряжений в спиральных ребрах были проведены детальные расчеты зоны установки фитинга методом конечных элементов с использованием программы MSC.NASTRAN. Были рассмотрены два варианта положения кольцевого ребра, расположенного вблизи первого перекрестия спиральных ребер регулярной сетки:

А) на расстоянии 45 мм от перекрестия спиральных ребер;

Б) вблизи перекрестия спиральных ребер на расстоянии технологического допуска 10 мм.

Расчетные модели зоны фитинга для этих двух вариантов приведены на рис. 7 и 8 соответственно. Расчет проводился для максимально возможной сжимающей нагрузки на фитинг 6,5 тс ($6,5 \cdot 10^4$ Н). На рис. 9 приводятся нормальные напряжения в наиболее нагруженном спиральном ребре для варианта А. На рис. 10 приводятся нормальные напряжения в наиболее нагруженном спиральном ребре для варианта Б. Из графиков видно, что в варианте А в спиральных ребрах сетки они значительно выше, чем в варианте сетки Б. Сжимающие нормальные напряжения, действующие вдоль оси ребра в варианте А, превышают 430 МПа (что недопустимо для использованного материала), а в варианте Б составляют порядка 280 МПа.

Причиной высоких напряжений является изгиб спирального ребра в пределах треугольной ячейки, образуемой двумя спиральными и кольце-

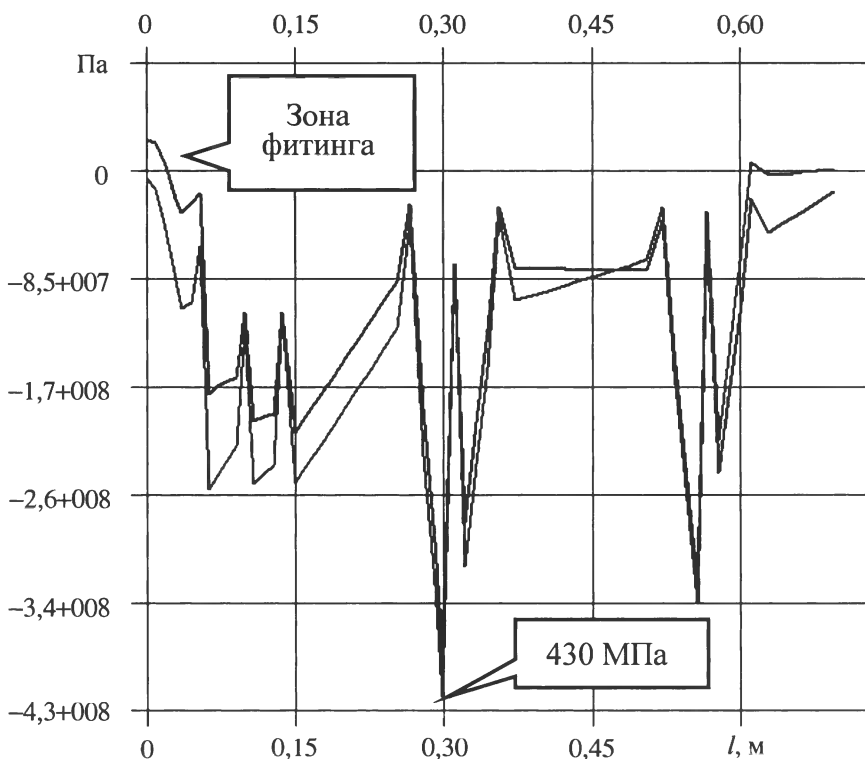


Рис. 9. Распределение нормальных напряжений (Па) в спиральном ребре по длине ребра (м) для варианта А

вым ребром в варианте А. При смещении кольцевого ребра от перекрестия спиральных в сетчатой структуре образуются четырех- и шести-гранные ячейки. Эти ячейки в условиях неравномерного нагружения начинают работать как рамы, что и приводит к высоким изгибным напряжениям в спиральных ребрах. В варианте Б конструкции спиральные и кольцевые ребра образуют треугольные ячейки, работающие как фермы, без изгиба ребер, поэтому напряжения в ребрах для этого варианта значительно ниже.

По результатам проведенного анализа можно сделать вывод, что кольцевое ребро, проходящее вблизи первого (от стыка) перекрестия спиральных ребер, должно проходить на минимальном, технологически возможном расстоянии от перекрестия. Вдали от стыков распределение напряжений в конструкции выравнивается, поэтому остальные кольцевые ребра могут быть расположены на выбранном при предварительном проектировании расстоянии 45 мм от перекрестия спиральных.

Заключение. Для обеспечения прочности углепластиковых сетчатых отсеков при приложении сосредоточенных нагрузок к торцевым фитингам необходимо, чтобы:

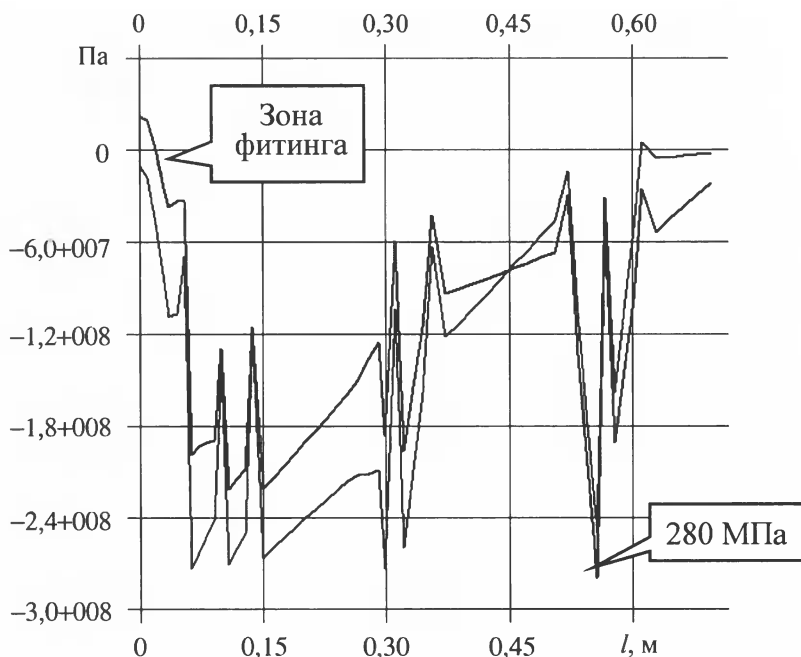


Рис. 10. Распределение нормальных напряжений (Па) в спиральном ребре по длине ребра (м) для варианта Б

в зоне фитинга шаг спиральных ребер был уменьшен, а ширина зоны спиральных ребер с уменьшенным шагом была не меньше зоны заделки фитинга в сетчатую структуру (ширины ячеек, заполненных углеродной тканью);

как минимум, одно кольцевое ребро (ближайшее к фитингу) проходило на минимальном технологическом расстоянии от перекрестия спиральных ребер.

Список литературы

1. Бахвалов Ю.О., Петроковский С.А., Бахтин А.Г., Полиновский В.П., Разин А.Ф. Выбор оптимальных параметров и расчеты углепластиковых сетчатых конструкций нерегулярной структуры для сухих отсеков ракет-носителей // Труды 5-й международной конференции «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов». М.: Знание, 2008. С. 700–710.

Использование вакуумного метода исследования прочности обтекателей на этапе наземной отработки статической прочности изделий РКТ

Э.Г. Алехин, А.В. Альбрехт

Важным моментом при наземно-стендовой отработке (НСО) ракетно-космической техники (РКТ) является моделирование штатных условий эксплуатации, т.е. внутренних и внешних воздействующих факторов, которое необходимо выполнять в достаточно короткие сроки при приемлемых экономических затратах. Одним из важнейших факторов для изделия типа головной обтекатель является квазистационарная нагрузка, вызванная действующим перепадом давления на его конструкцию в процессе эксплуатации.

Рассматривается активный участок полета ракет-носителей (РН), когда головной обтекатель воспринимает значительные осевые и поперечные распределенные нагрузки, связанные с действием скоростного напора при прохождении атмосферного участка траектории.

До начала 1990-х гг. существовало несколько подходов к исследованию прочностных характеристик изделий типа головной обтекатель. Сущность этих методов, в том числе используемых в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, заключается в реализации заданного давления на конструкцию ракеты, в том числе обтекателя, или с помощью жидкости, размещаемой в специальном громоздком стенде, или с помощью стенда, включающего силовые цилиндры со сложной кинематической системой передачи усилий на объект. Создание и применение таких стендов вызывает большие технологические, экономические и эксплуатационные трудности. При этом увеличение габаритов испытываемых конструкций ставит задачу совершенствования системы имитации внешних воздействий как с точки зрения эксплуатационно-технологических проблем, так и с точки зрения имитации заданных воздействий.

В настоящее время предложен способ статических испытаний объектов ракетной техники, например, головных обтекателей, основанный на использовании средств вакуумирования. Особенно это целесообразно при воспроизведении штатных нагрузок на конической части головного обтекателя.

Сущность вакуумного способа исследования прочностных характеристик обтекателя заключается в обеспечении заданного распределенного силового воздействия на его конструкцию путем вакуумирования внутренней его полости и создания определенного перепада давления. При этом, как известно, конструкция обтекателей заведомо является негерметичной, что усложняет задачу получения требуемых нагрузочных характеристик. Одной из главных при испытании обтекателей на статическую прочность является задача подбора откачных средств с системой магистральных вакуумных трубопроводов. При выполнении требований по моделированию заданных воздействий на обтекатель возникает задача сов-

местного решения уравнения расхода газа из обтекателя, который является переменным, и функций изменения заданных воздействий (в конечном счете перепада давления) на конструкцию обтекателя, в том числе характеристик откачных средств. Таким образом, для решения вопроса о целесообразности исследования обтекателя вакуумным методом с получением равномерного распределения нагрузки на его конструкцию предложен следующий алгоритм.

1. Определение характеристик негерметичности объекта исследования (обтекателя) и характеристик течения газа.

2. Выбор характеристик механической части стендовой оснастки исходя из граничных условий по стыку с объектом испытаний.

3. Определение характеристик откачных средств с учетом заданной функции изменения статических нагрузок в процессе исследования, негерметичности объекта исследования и возможного газовыделения.

4. Выбор системы регулирования (поддержания) заданных нагрузок (перепада давления).

5. Разработка принципиальной схемы исследования прочностных характеристик обтекателя.

При оценке негерметичности объекта возможны два пути. Первый, который реализуют тогда, когда заведомо известно, что негерметичность обтекателя в диапазоне ожидаемого перепада давления намного ниже, чем возможности откачных средств. В таком случае или добиваются практически полной герметичности обтекателя, что проблематично, или делают расчет этой негерметичности. Расчет негерметичности ведется на основе модели истечения газа через отверстия. При этом в предельном случае перепад давления между атмосферой и внутренней полостью обтекателя может меняться от 0 до 1 ати, т.е. негерметичность обтекателя в процессе откачки увеличивается. Объемный расход или проводимость отверстий-щелей обтекателя при турбулентном и вязкостном режимах течения, т.е. в начале процесса откачки обтекателя для воздуха при температуре 293 К и $p/p_c > 0,528$, будет

$$U_B = \frac{7,66 \cdot 10^2 A}{1 - p/p_c} \sqrt{\left(\frac{p}{p_c}\right)^{1,43} \left[1 - \left(\frac{p}{p_c}\right)^{0,286}\right]}, \text{ м}^3/\text{с}, \quad (1)$$

где p — давление газа внутри обтекателя; p_c — давление газа в атмосфере; A — площадь отверстия.

При $p/p_c \leq 0,528$

$$U_B = \frac{200 A}{1 - p/p_c}, \text{ м}^3/\text{с}. \quad (2)$$

Второй путь изучения негерметичности объекта необходим, если при входном контроле и анализе решено, что негерметичность обтекателя

соизмерима с производительностью средств откачки, кроме расчета по указанной выше зависимости проводится эксперимент по уточнению этой негерметичности. При этом экспериментальную проверку негерметичности необходимо проводить при минимально возможном перепаде, чтобы не нагружать объект испытаний и полученные результаты распространить на больший перепад. При этом необходимо выполнение зависимостей (1) и (2).

Характеристики негерметичности необходимы не только для формирования откачных средств, но и для выбора системы регулирования и поддержания конечного перепада давления в требуемом диапазоне. Механическая часть оснастки, на которую монтируется обтекатель, в частности, биконус или триконус, выбирается из двух соображений, условий. Первое соображение — это имитация штатного крепления объекта с остальной частью изделия. Эта задача решается традиционно, главное здесь — передача усилий от объекта и к объекту, имитирующая штатное воздействие. Второе соображение — выбор конструкции, обеспечивающей минимальную негерметичность по стыку с объектом.

Дальнейшая задача — это выбор средств откачки. Сначала рассмотрим процесс откачки при стационарном течении газа. При откачке реальных вакуумных систем довольно часто условия существования стационарного течения не соблюдаются. Расчет откачки для реальных условий математически труден. Поэтому для упрощения (что допустимо в нашем случае) ведут расчет для так называемого квазистационарного течения газа.

Для определения характеристик откачки будем считать, что процесс откачки из обтекателя происходит так медленно, что температура газа в обтекателе постоянна и равна температуре стенок обтекателя. Тогда за время dt из обтекателя объемом V удаляется количество газа, равное $S_0 p dt$, где p — меняющееся в процессе откачки давление газа в обтекателе; S_0 — эффективная быстрота откачки. За этот же период времени в объем обтекателя поступает количество газа, равное $Q'_\Sigma dt$, где Q'_Σ — суммарный поток газа, поступающего в обтекатель за счет негерметичности и газовыделения. Изменение количества газа в обтекателе за время dt составит $V dp$, где V — объем сосуда. Уравнение материального баланса имеет вид:

$$V dp = Q'_\Sigma dt - S_0 p dt. \quad (3)$$

При этом можно определить изменение давления за указанный промежуток времени в обтекателе:

$$dp = \frac{Q'_\Sigma dt - S_0 p dt}{V}. \quad (4)$$

Для определения времени достижения заданного давления в обтекатель, а тем самым перепада давления, проведя разделение переменных

$$dt = \frac{dp}{Q'_\Sigma / V - S_o p / V}, \text{ получим}$$

$$t = \frac{V}{S_o} \ln \frac{p_{\text{нач}} - Q'_\Sigma / S_o}{p - Q'_\Sigma / S_o}, \quad (5)$$

где $p_{\text{нач}}$ — начальное давление в обтекателе; p — конечное требуемое давление в обтекателе.

Рассматривался вопрос и очень быстрой откачки, где изменение состояния газа в обтекателе политропическое, и тогда время достижения требуемого давления определяется следующим образом:

$$t = \frac{V}{S_o} \ln \frac{p_{\text{нач}}^{1/n} - Q'_\Sigma / (S_o p_{\text{нач}}^{(n-1)n})}{p^{1/n} - Q'_\Sigma / (S_o p_{\text{нач}}^{(n-1)n})}, \quad (6)$$

где n — показатель политропы.

По формулам (5) и (6) рассчитываются характеристики откачки при турбулентном и вязкостном режимах, когда S_o практически полностью определяется быстротой действия насоса S_n , которая, например, для механических вакуумных насосов в достаточно широком диапазоне давлений остается постоянной, а Q'_Σ может быть принята постоянной или равной нулю. В нашем случае Q'_Σ меняется в процессе откачки, так как при этом увеличивается перепад между атмосферой и полостью обтекателя. Отметим, что газовыделение во внутренней полости обтекателя отсутствует и $Q'_\Sigma = Q_{\text{негерм}} = Q_{\text{негерм}}(\tau)$. В таком случае весь период откачки разбиваем на отдельные участки по давлению, внутри каждого из которых негерметичность, характер процесса расширения газа и эффективную быстроту откачки можно условно принимать по-

стоянными. При этом общее время откачки $t = \sum_{i=1}^{i=k} t_i$, где k — число участков, на которое разбит период откачки; t_i — длительность откачки на i -м участке, рассчитываемая по (5) или (6).

При этом выбор шага (участка) определяется, с одной стороны, степенью имитации темпа изменения давления в полете (если это необходимо) и, с другой стороны, выбором момента переключения скорости откачки с целью обеспечения величины перепада давления на обтекатель на конечном участке.

Следующая операция, связанная с выбором характеристик откачных средств, — это выбор момента перехода на малую откачку, обеспечиваю-

шую поддержание установившегося постоянного перепада на обтекатель. Здесь опять рассматриваются два случая. Первый случай — негерметичность обтекателя равна 0, что достичь практически очень трудно. И второй случай — негерметичность есть, и она равна $Q_{\text{негерм}}(\tau)$. В связи с инерционностью системы откачки и изменяющейся со временем негерметичностью обтекателя необходимо определить момент времени τ_1 , по которому следует переключить систему откачки таким образом, чтобы за время $\tau - \tau_1$ произошло снижение производительности до величины, равной $Q_{\text{негерм}}(\tau)$ к моменту τ , т.е.

$$p_{\tau} V_{\text{обт}} = p_{\tau_1} V - \frac{(S_{\text{от}_1} p_{\tau_1} - p_{\tau} S_{\text{от}})(\tau - \tau_1)}{2} + \frac{Q_{\text{негерм}}(\tau) + Q_{\text{негерм}}(\tau_1)}{2} (\tau - \tau_1), \quad (7)$$

что является ориентировочной зависимостью.

Указанная зависимость не позволяет аналитически определить момент τ_1 , так как здесь имеется ряд неизвестных (p_{τ_1} , $S_{\text{от}_1}$, $Q'_{\text{негерм}}(\tau)$, $Q'_{\text{негерм}}(\tau_1)$, (τ)). Поэтому эту задачу можно решить только методом последовательных приближений или экспериментально. При этом зависимость изменения производительности системы откачки в период времени $\tau - \tau_1$ должна быть достаточно плавной, т.е. шаг вычислений должен быть минимальный, сообразный с точностью поддержания конечного давления и функцией негерметичности. Таким образом, после получения теоретических характеристик, позволяющих выбрать средства откачки с характеристиками насосов, вакуумных магистралей, статической вакуумной арматуры и значение времени τ_1 , необходимо сформировать систему регулирования, обеспечивающую требуемое конечное давление в обтекателе.

Допустим, что временная зависимость изменения перепада давления, полученная расчетным путем, выглядит так, как показано на рис. 1. Рассмотрим отдельно участок от p_{τ_1} до p_{τ} . Получить указанную зависимость можно несколькими способами и конструктивными решениями, обусловленными требованиями по точности поддержания необходимого давления и экономики. В случае достаточно жесткого задания поддержания давления используются регулируемые местные сопротивления (метод «1») и процесс поддержания осуществляется по линии АаВвСс за счет изменения проводимости местного сопротивления (рис. 2, пунктирная линия). Однако осуществить такой закон очень сложно как с точки зрения выполнения самой арматуры, так и с точки зрения осуществления этого закона в динамике.

Реальнее всего осуществить переход от точки p_{τ_1} к p_{τ} за счет изменения производительности насосов (метод «2») или за счет закрытия части вакуумных клапанов, снижая проводимость местных сопротивлений (метод «3»). Так как по второму методу надо иметь насосы с различной производи-

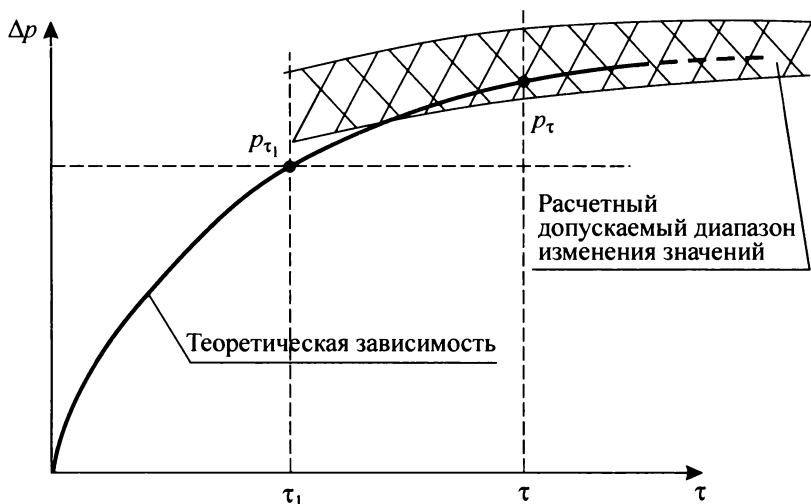


Рис. 1. Расчетная временная зависимость изменения перепада давления

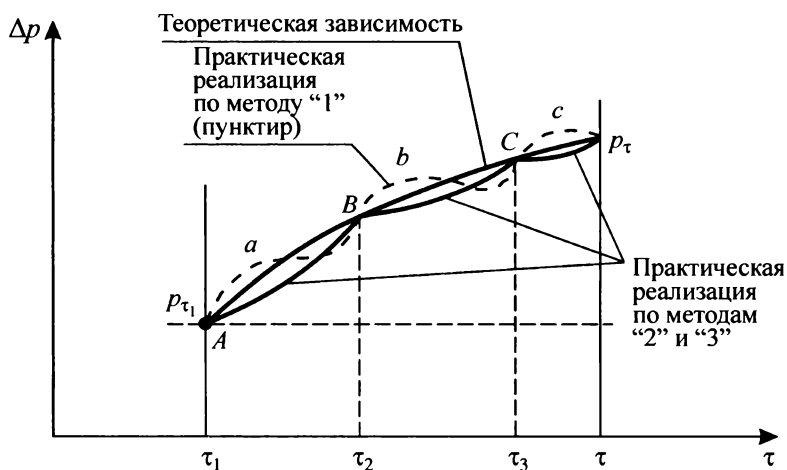


Рис. 2. Экспериментальные временные зависимости изменения перепада давлений за счет регулируемых местных сопротивлений или производительности насосов:

τ_1 — начало расчетного диапазона; τ_2 и τ_3 — моменты отключения очередного вакуумного крана

ностью, что трудно реализовать, то схемой, которая получила свою реализацию при испытании систем типа обтекателя, является система с несколькими вакуумными кранами, установленными параллельно (метод «3»).

Таким образом, в соответствии с приведенным выше анализом и с учетом практики экспериментальных работ по исследованию характеристик обтекателей может быть выбрана принципиальная схема системы регулирования (поддержания), обеспечивающая требуемый перепад давления на объекте,

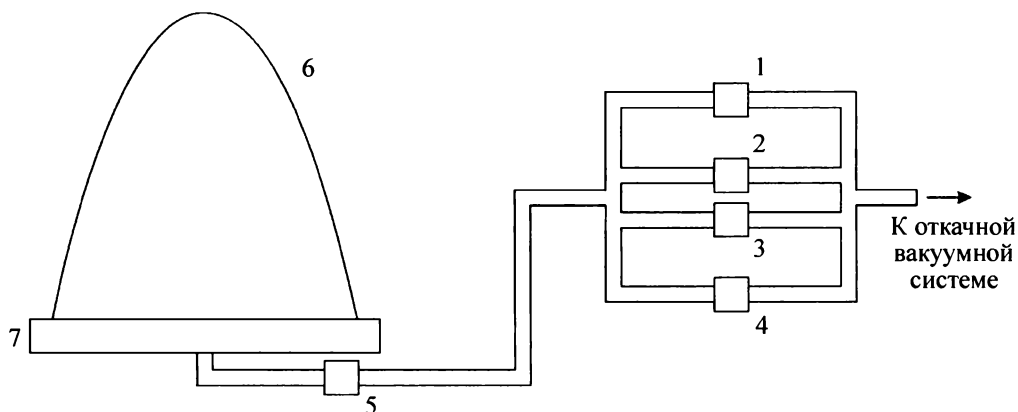


Рис. 3. Принципиальная схема испытаний на статическую прочность обтекателей

показанная на рис. 3. Принятые обозначения: 1, 2, 3, 4 — вакуумные краны с последовательно уменьшающейся проводимостью; 5 — отсечной вакуумный клапан; 6 — объект испытаний; 7 — стендовая оснастка. Осуществление этого подхода затруднено тем, что достаточно сложно реализовать требуемый перепад давления, приводя в соответствие распределенную проводимость отдельных участков продольного вакуумного трубопровода с режимами течения разреженного газа в разных полостях внутри объекта и изменяющейся его негерметичностью.

Приведем алгоритм исследования прочностных характеристик обтекателей вакуумным методом.

1. Определение характеристик негерметичности объекта исследования и характеристик течения газа.

2. Выбор характеристик механической части стендовой оснастки исходя из граничных условий по стыку с объектом испытаний.

3. Определение характеристик откачных средств с учетом заданной функции изменения статических нагрузок в процессе исследования, негерметичности объекта исследования и возможного газовыделения.

4. Выбор системы регулирования (поддержания) заданных нагрузок (перепада давления).

5. Разработка принципиальной схемы исследования прочностных характеристик объекта испытаний.

Вакуумный метод исследования статических характеристик объекта испытаний (обтекателя) позволяет реализовать требуемые распределенные нагрузки на конструкцию объекта. Реализация этого метода получила свое подтверждение при исследовании элементов обтекателей, разрабатываемых в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, и дала положительный экономический эффект.

Авторы статей сборника

Сотрудники ГКНПЦ им. М.В. Хруничева



Бахвалов Юрий Олегович — первый заместитель генерального конструктора — начальник КБ «Салют», д.т.н.



Альбрехт Александр Владимирович — заместитель генерального конструктора, д.т.н., профессор



Абрамова Елена Александровна — инженер-конструктор 1 категории, к.т.н.



Алехин Эдуард Георгиевич — начальник отдела, к.т.н., доцент



Алтушулер Александр Шоломович — ведущий инженер-конструктор, к.т.н.



Ананьев Михаил Петрович — начальник отделения, к.т.н.



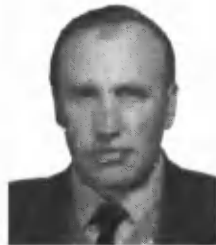
Баталин Николай Николаевич — главный научный сотрудник, к.т.н., доцент



Бахтин Александр Георгиевич — начальник отдела, к.т.н.



Белкин Андрей Андреевич — инженер 1 категории, к.т.н.



Бизяев Ростислав Владимирович — начальник отделения, д.т.н., профессор



Вагонов Анатолий Федорович — начальник отдела



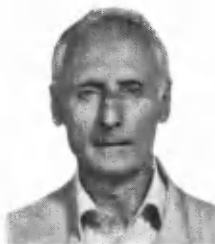
Винокуров Юрий Николаевич — начальник отдела, к.т.н.



Владимиров Александр Владимирович —
начальник отделения, д.т.н., профессор



Владимирова Светлана Вячеславовна —
ведущий инженер-конструктор



Володин Валерий Дмитриевич —
начальник сектора, к.т.н.



Воронкович Владимир Зенонович —
представитель Заказчика, к.т.н.



Гневашев Аир Павлович —
начальник сектора



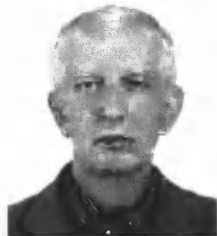
Горбань Александр Александрович —
начальник сектора



Гордеев Валентин Андреевич —
начальник сектора



Гордеева Татьяна Сергеевна —
ведущий инженер-конструктор



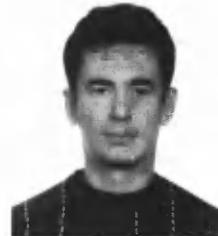
Гришин Сергей Александрович —
начальник сектора



Гусарев Геннадий Александрович —
начальник отделения, к.т.н.



Гусев Анатолий Гаврилович —
заместитель генерального конструктора, к.т.н.



Данилов Дмитрий Борисович —
заместитель начальника отдела



**Демченко
Анатолий
Николаевич** —
начальник отде-
ла, к.т.н.



**Дробышев
Александр
Георгиевич** —
начальник отдела



**Елисеев Вячеслав
Владимирович** —
заместитель на-
чальника отдела,
к.т.н.



**Загорков
Александр
Николаевич** —
начальник секто-
ра, к.т.н.



**Иванов Владимир
Леонтьевич** —
заместитель гене-
рального директо-
ра, д.воен.н.



**Каменщиков
Владимир
Николаевич** —
начальник отдела



**Каракотин Иван
Николаевич** —
начальник отдела



**Кензин Сулейман
Сабержанович** —
начальник отде-
ла, к.т.н.



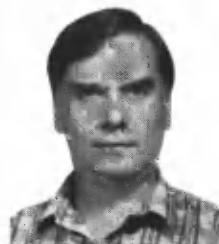
**Киселев Сергей
Борисович** —
начальник отдела



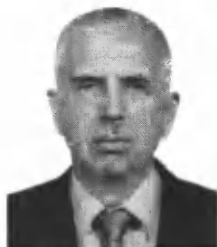
**Колтуновская
Ольга
Александровна** —
начальник сектора



**Кудинов
Александр
Сергеевич** —
заместитель
начальника отде-
ла, к.т.н.



**Кудинов Сергей
Валентинович** —
заместитель на-
чальника отдела



**Кузин Анатолий
Иванович** —
заместитель гене-
рального дирек-
тора, д.т.н.



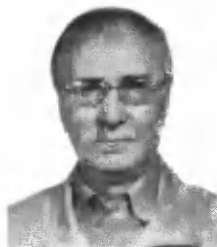
**Лаишевский
Вадим Борисович** —
главный специалист



**Лангуев
Александр
Анисимович** —
заместитель на-
чальника отдела



**Манохин Сергей
Иванович** —
начальник сектора



**Мезенцев
Вячеслав
Владимирович** —
ведущий инженер



**Мельников
Владимир
Николаевич** —
начальник отдела



**Михеев Владимир
Иванович** —
начальник
сектора



**Мозжорина
Мария
Юрьевна** —
ведущий инже-
нер-конструктор



**Нагавкин Валерий
Федорович** —
начальник отдела
(до 2007 г.), к.т.н.



**Новиков Алексей
Викторович** —
начальник сектора



**Партола Игорь
Станиславович** —
начальник отде-
ла, к.т.н.



**Перфильев
Алексей
Викторович** —
ведущий инже-
нер-конструктор



Петрова Ольга Владимировна — инженер-конструктор 1 категории



Петроковский Сергей Александрович — заместитель генерального конструктора, д.т.н.



Питомиц Евгений Николаевич — начальник сектора, к.т.н.



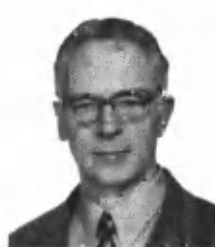
Поздеев Олег Васильевич — ведущий инженер-конструктор



Полиновский Владислав Петрович — главный специалист



Половцов Валентин Андреевич — начальник отделения, к.т.н.



Постоюк Евгений Иванович — начальник отделения



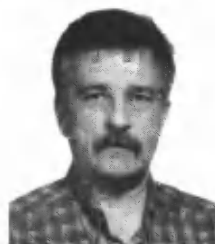
Пугаченко Сергей Евгеньевич — начальник отдела, к.т.н.



Соболев Иван Анатольевич — начальник сектора, к.т.н.



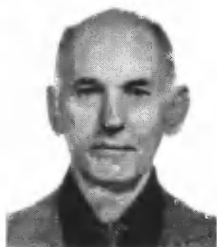
Соколов Михаил Борисович — заместитель генерального конструктора, к.т.н.



Соломаха Сергей Григорьевич — ведущий инженер-конструктор



Строков Вадим Олегович — инженер-конструктор 1 категории



Суслов Юрий Григорьевич — ведущий инженер-конструктор, к.т.н.



Шаевич Сергей Константинович — директор программы ФГБ «Заря», к.т.н.



Шестериков Николай Евгеньевич — начальник сектора



Шлуинский Юрий Томашевич — начальник отдела, к.т.н.

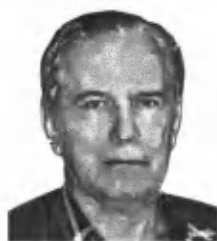


Шумский Леонард Иванович — заместитель начальника отдела



Юрченко Ирина Ивановна — начальник сектора, к.т.н.

Сотрудники научных организаций РАН и учебных заведений



Жуков Владислав Александрович — ведущий инженер Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН



Завадский Владимир Константинович — старший научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, к.т.н.



Иванов Владимир Петрович — главный научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, к.т.н.



Иосифов Павел Андреевич — заместитель заведующего кафедрой МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, к.т.н., доцент



Каблова Елена Борисовна — научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, к.т.н.



Кибзун Андрей Иванович — заведующий кафедрой МАИ (государственного технического университета), д.ф.-м.н., профессор



Кленовая Людмила Григорьевна — научный сотрудник Института проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, к.т.н.



Мухамедшин Рауф Адгамович — старший научный сотрудник Института ядерных исследований РАН, д.ф.-м.н.



Пушенко Николай Николаевич — проректор Российского государственного университета инновационных технологий и предпринимательства, к.т.н.



Смердов Андрей Анатольевич — профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, д.т.н.



Таирова Людмила Павловна — старший научный сотрудник МГТУ им. Н.Э. Баумана, к.т.н.



Фирсов Валерий Петрович — начальник сектора МАИ (государственного технического университета)



Чалый Анатолий Владимирович — заведующий лабораторией МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, к.т.н.



Чубенко Александр Поликарпович — старший научный сотрудник Физического института им. П.Н. Лебедева РАН



Щербак Владимир Валентинович — инженер 2-й категории ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева»



Яроцкая Наталья Борисовна — руководитель проектов департамента стратегии бизнес-единицы «Высокие технологии и промышленность» ОАО «Акционерная Финансовая корпорация «Система»

Содержание

Предисловие. В.Е. Нестеров	3

Раздел 1

ПРОЕКТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

Развитие средств выведения космических аппаратов на современном этапе. Ю.О. Бахвалов	4
Исследование первичных космических излучений — от информации из прошлого — к будущим знаниям (многоцелевая космическая обсерватория). Ю.О. Бахвалов, А.В. Владимиров, Р.А. Мухамедшин, А.П. Чубенко	10
Обеспечение заданных характеристик и совершенствование конструкции функционально-грузового блока «Заря» в процессе полета в составе Международной космической станции. А.Ф. Вагонов, А.А. Горбань, А.Г. Дробышев, В.Н. Каменщиков, С.Б. Киселев, С.А. Петроковский, С.Е. Пугаченко, С.К. Шаевич	17
Математическое моделирование пилотируемых космических комплексов. С.Е. Пугаченко, А.А. Лангуев, И.А. Соболев, А.В. Перфильев	25
Методы снижения нагрузок на космические аппараты при использовании отечественных средств выведения. С.А. Петроковский	33
Построение автономных систем безопасности полета РН с использованием структур искусственного интеллекта. А.Н. Загорков, В.В. Щербак	38
Управление риском ущерба при эксплуатации РН. В.Л. Иванов, А.И. Кузин, А.Н. Загорков, Н.Б. Яроцкая	46
Надежность ракет-носителей. В.Ф. Нагавкин, В.Н. Мельников	56

Раздел 2

РАСЧЕТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

Определение параметров собственной атмосферы в отсеках космических аппаратов. И.Н. Каракотин, А.С. Кудинов	69
Определение угла атаки РКН «Протон» с помощью датчиков давления. И.Н. Каракотин, А.В. Новиков	74
Анализ частотных характеристик математической модели рулевого тракта двигателя. А.Ш. Альтшулер, А.В. Владимиров, В.Д. Володин, С.А. Гришин ...	78
Воздействие струй двигательной установки на конструкцию. И.Н. Каракотин, Л.И. Шумский	94
Проведение виртуальных теплопрочностных испытаний при помощи конечно-элементного анализа. А.Г. Бахтин, А.А. Смердов, Л.П. Таирова, Е.А. Абрамова	96

Выбор оптимальных параметров и расчеты углепластикового сетчатого силового цилиндра для космического аппарата попутного выведения. <i>Ю.О. Бахвалов, С.А. Петроковский, А.Г. Бахтин, В.П. Полиновский</i>	103
Использование массово-частотных имитаторов космических аппаратов для наземной стендовой отработки объединенных механических интерфейсов «космический аппарат—адаптер». <i>С.А. Петроковский</i>	112
Особенности аэродинамического теплообмена при обтекании многоблочных ракет-носителей модульной конструкции. <i>А.С. Кудинов</i>	129
Экспериментально-аналитическая методика определения аэродинамических тепловых потоков на головных обтекателях и способы их уменьшения. <i>И.И. Юрченко</i>	138
Обеспечение тепловых режимов при запусках зарубежных КА. <i>Ю.Н. Винокуров, Е.И. Постойок</i>	150
Оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения методом статистического моделирования динамики пространственного движения на участке спуска. <i>В.Д. Володин, С.Г. Соломаха</i>	156
Применение математического аппарата статистического моделирования в прогнозировании поведения отдельных критических параметров ракеты-носителя при выведении полезной нагрузки. <i>А.В. Владимиров, А.И. Кибзун, Ю.Т. Шлуинский</i>	162

Раздел 3

КОНСТРУКТОРСКОЕ НАПРАВЛЕНИЕ

Исследование влияния конструкции элементов крепления датчиков линейных перегрузок на достоверность их показаний на примере датчиков АЛЕ048 переходной системы ракеты-носителя «Протон». <i>М.П. Ананьев, Н.Е. Шестериков</i>	173
Влияние нелинейных связей на внутренние усилия в статически неопределимых конструкциях ракет-носителей. <i>А.Г. Бахтин, В.О. Строков</i>	178
Новые подходы к проблеме обеспечения качества жидкого водорода на этапах его эксплуатации и подачи в изделие. <i>В.В. Елисеев, Ю.Г. Суслов</i>	186
Разработка вариантов пневмогидравлических схем перелива компонентов топлива РН тяжелого класса. <i>А.П. Гневашев, В.А. Гордеев, И.С. Партола, Т.С. Гордеева, О.В. Петрова</i>	195
Применение сетчатой металлической оболочки в конструкции межступенного отсека горячего разделения РН. <i>С.А. Петроковский</i>	205
Основы и принципы проведения пневмоиспытаний ПГС ДУ РН тяжелого класса. <i>А.П. Гневашев, С.В. Владимирова, И.С. Партола</i>	219

Раздел 4

НАПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОРАДИОСИСТЕМ

Многофакторность измерений — современная основа телеметрических измерений в ракетно-космической технике. <i>М.П. Ананьев</i>	225
Принципы построения бортовых комплексов для космических аппаратов модульного типа. <i>Ю.О. Бахвалов, М.Б. Соколов, А.Н. Демченко, О.В. Поздеев</i>	229
Вопросы резервирования бортовых систем космического аппарата длительного существования. <i>А.Н. Демченко, О.В. Поздеев, М.Б. Соколов</i>	236

Методика проверки полярности управления движением вокруг центра масс космических аппаратов, имеющих электромеханические исполнительные органы. <i>А.Н. Демченко, О.В. Поздеев, М.Б. Соколов</i>	247

Раздел 5

НАПРАВЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Особенности технологических процессов заправки ракет-носителей тяжелого класса. <i>А.Г. Гусев, В.Л. Иванов, В.Б. Лаишевский, Е.И. Постояк</i>	253
Имитационное моделирование процессов подготовки РКТ к эксплуатации с учетом нештатных ситуаций при построении учебно-тренировочных комплексов. <i>А.В. Альбрехт, А.Г. Гусев, А.В. Чалый</i>	266
Применение компьютерных моделирующих систем при разработке учебно-тренировочных средств комплекса разгонного блока. <i>А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев, А.Г. Гусев, П.А. Иосифов</i>	275

Раздел 6

НАПРАВЛЕНИЕ НАЗЕМНОЙ СТЕНДОВОЙ ОТРАБОТКИ (НСО)

Концепция развития стендовой базы. <i>Ю.О. Бахвалов, А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев</i>	279
Оптимизация процесса отработки ПГСП ракет и разгонных блоков. <i>В.А. Гордеев, И.С. Партола, В.П. Фирсов, В.П. Иванов</i>	284
Совершенствование системы измерений для обеспечения проведения статических прочностных испытаний изделий РКТ на стендовой базе КБ «Салют». <i>С.С. Кензин, Д.Б. Данилов, В.В. Мезенцев, С.И. Манохин</i>	292
Комплексная методика проектирования стендовых систем нагружения для статических прочностных испытаний. <i>А.В. Альбрехт, Д.Б. Данилов</i>	303
Формализация процессов в описании технологических операций подготовки ракет-носителей тяжелого класса к применению. <i>А.В. Альбрехт, Р.В. Бизяев, В.Л. Иванов, А.В. Чалый</i>	313
Информационная управляющая измерительная система при комплексных испытаниях сложных технических систем. <i>В.З. Воронкович, Е.Н. Питомец</i>	318
Экспериментальное определение характеристик электрогидросервоприводов. <i>А.В. Альбрехт, О.А. Колтуновская</i>	324
Принципы построения и структурные схемы систем управления расходом топлива и наддува баков РН с гидравлическими связями между боковыми и центральными блоками. <i>В.А. Гордеев, В.А. Жуков, В.К. Завадский, В.П. Иванов, Е.Б. Каблова, Л.Г. Кленовая, М.Ю. Мозжорина</i>	331
Некоторые аспекты автоматизации послесеансовой обработки информации в процессе наземных испытаний изделий РКТ. <i>Н.Н. Баталин, А.А. Белкин, В.З. Воронкович, С.В. Кудинов</i>	338
Исследование процесса идентификации множества состояний ПГСП множеством признаков и оценка мощности информационного потока. <i>Е.Н. Питомец</i>	346
Диагностическая модель сложных технических систем при реализации циклограмм управления в процессе комплексных испытаний. <i>Г.А. Гусарев, Е.Н. Питомец</i>	352

Раздел 7

НАПРАВЛЕНИЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Технология и оборудование для получения композитных покрытий на основе металлических и металлокерамических порошков методом газодинамического напыления. <i>Ю.О. Бахвалов, В.И. Михеев, В.А. Половцев</i>	361
Прочность углепластиковых сетчатых отсеков космических аппаратов и разгонных блоков при приложении сосредоточенных нагрузок. <i>В.П. Полиновский</i> . . .	371
Использование вакуумного метода исследования прочности обтекателей на этапе наземной отработки статической прочности изделий РКТ. <i>Э.Г. Алехин, А.В. Альбрехт</i>	380
Авторы статей сборника	387
Сотрудники ГКНПЦ им. М.В. Хруничева	387
Сотрудники научных организаций РАН и учебных заведений	392

Научное издание

**Бахвалов Юрий Олегович, Альбрехт Александр Владимирович,
Абрамова Елена Александровна и др.**

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ РАЗРАБОТКИ КБ «САЛЮТ»

2006–2008 гг.

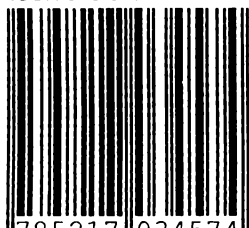
Редактор *Д.Я. Чернис*
Дизайнер *Т.Н. Галицына*
Технический редактор *В.Г. Верховзин*
Корректор *В.О. Кабанова*

Сдано в набор 12.09.09 г. Подписано в печать 25.01.10 г.
Формат 70×100 1/16. Бумага офсетная. Гарнитура NewtonC.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 32,5.
Уч.-изд. л. 31,6. Тираж 550 экз. Заказ 395.

ОАО «Издательство «Машиностроение»,
107076, Москва, Стромьинский пер., 4/1, стр. 3

Отпечатано в ГУП ППП «Типография «Наука» РАН»,
121099, Москва, Шубинский пер., 6

ISBN 978-5-217-03457-4



9 785217 034574

«ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
СОВМЕСТНО С РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИЕЙ РАКЕТНЫХ И АРТИЛЛЕРИЙСКИХ НАУК
ВЫПУСКАЕТ СПРАВОЧНУЮ БИБЛИОТЕКУ РАЗРАБОТЧИКА-ИССЛЕДОВАТЕЛЯ

«ВООРУЖЕНИЕ И ВОЕННАЯ ТЕХНИКА»



Серия рассчитана на широкую аудиторию читателей - научных работников, конструкторов, технологов и испытателей вооружения, специалистов, эксплуатирующих военную технику.

Может быть полезна студентам, аспирантам и преподавателям вузов.

Вышли в свет книги:

Системы управления оружием истребителей (под редакцией Е.А. Федосова)

Баллистика ствольных систем (под редакцией Л.Н. Лысенко и А.М. Липанова)

Динамика систем наведения управляемых авиабомб (авторы Э.Я. Соловей, А.В. Храпов)

Внутренняя баллистика РДТТ (под редакцией А.М. Липанова и Ю.М. Милехина)

Разделение неуправляемых снарядов систем залпового огня (под редакцией Н.А. Макаровца)

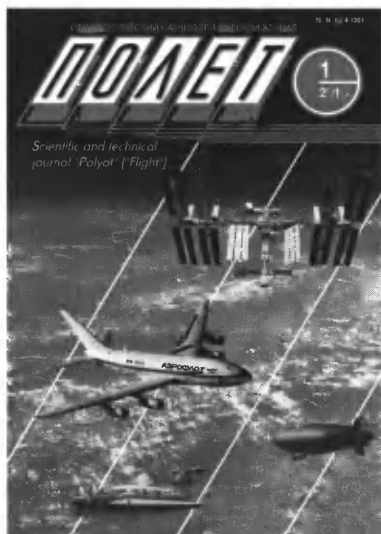
Проектирование установок ракетного вооружения летательных аппаратов (под редакцией В.А. Нестерова)

В 2010 г. будет выпущена седьмая книга этой библиотеки –
«Методология обоснования перспектив развития средств вооруженной борьбы общего назначения»
(авторы В.М. Бурепок, Р.Н. Погребняк, А.П. Скотников)

В издательстве «Машиностроение» можно приобрести полный комплект вышедших книг
либо отдельные тома серии. Цена первой книги – 800 руб., остальных – по 500 руб.

Заявки принимаются по почте: 107076, г. Москва, Стромынский пер., д. 4,
факсу: (499) 269-48-97, тел.: (499) 269-66-00, по e-mail: realiz@mashin.ru.

Дополнительную информацию можно получить по телефонам: (499) 269-48-96, 268-49-69, 268-33-39,
по e-mail: polet@mashin.ru.



Общероссийский научно-технический журнал "Полет"

Издается с 1998 г.

Основные тематические направления журнала:

- ♦ Аэрокосмические науки
 - ♦ Конструкция и проектирование ЛА
 - ♦ Силовые установки ЛА
 - ♦ Системы управления, оборудование и вооружение ЛА
 - ♦ Ракетное оружие
 - ♦ Производство ЛА
 - ♦ Аэродромы и космодромы
 - ♦ Экономика, конверсия и реструктуризация оборонного производства
 - ♦ Космонавтика. Эксплуатация ЛА. Экология
- ♦ Человек в системе авиационного и пилотируемого космического комплекса. Подготовка летчиков и космонавтов
 - ♦ Воздухоплавание. Малая авиация. Аппараты на воздушной и магнитной подушке. Планеризм. Парашюты
 - ♦ Аэрокосмическое образование
 - ♦ История авиации, ракетной техники и космонавтики. Выдающиеся деятели в этих областях.

"Полет" входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикации трудов соискателей ученых степеней.

Журнал адресован ученым и инженерам НИИ, КБ, предприятий и вузов авиационной, ракетной и космической отраслей науки и производства, специалистам вооруженных сил, студентам старших курсов.

Приглашаем специалистов и заинтересованные организации публиковать материалы на страницах журнала.

*Подписку можно оформить как на почте
(№ 48906 по каталогу Агентства "Роспечать",
№ 29188 по Объединенному каталогу "Пресса России"
и № 60258 по каталогу "Почта России"),
так и непосредственно в издательстве.*

Телефоны редакции: (499) 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39.

ФАКС: (499) 269-48-97; 268-33-39.

E-mail: polet@mashin.ru