

В.А. Соловьёв,  
Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский

---

# Управление космическими полетами

Часть 2



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана



В.А. Соловьёв,  
Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский

# Управление космическими полетами

## Часть 2

Под общей редакцией Л.Н. Лысенко

*Допущено Учебно-методическим объединением вузов  
по университетскому политехническому образованию  
в качестве учебного пособия для студентов  
высших учебных заведений, обучающихся по направлениям  
подготовки «Ракетостроение и космонавтика»  
и «Гидроаэродинамика и динамика полета»*



Москва 2010

УДК 629.786.2.05(075.8)

ББК 39.62

С60

Издано при финансовой поддержке  
Федерального агентства по печати и массовым коммуникациям  
в рамках Федеральной целевой программы «Культура России»

Рецензенты:

кафедра «Информационно-управляющие комплексы»  
Московского авиационного института  
(государственного технического университета)  
(зав. кафедрой д-р техн. наук, проф. *М.Н. Красильщиков*);  
д-р техн. наук, проф. *В.И. Лобачев*;  
д-р техн. наук, проф. *В.Г. Кравец*

**Соловьёв В. А.**

С60

**Управление космическими полетами: учеб. пособие :**  
в 2 ч. / В. А. Соловьёв, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский ; под  
общ. ред. Л. Н. Лысенко. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Бау-  
мана, 2010.

ISBN 978-5-7038-3350-6

Ч. 2. – 426, [6] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-3352-0

Впервые в учебной литературе систематизированно изложены теоре-  
тические основы и научно-технические задачи управления полетами как  
пилотируемых, так и беспилотных космических аппаратов, выводимых на  
околоземные и межпланетные орбиты. В первой части рассмотрены общие  
вопросы технологии управления, системно-теоретические основы построения  
автоматизированной системы управления и планирования космиче-  
ских полетов. Во второй показаны основные этапы и виды обеспечения  
управления космическими полетами на разных стадиях их подготовки и  
осуществления, рассмотрены прикладные аспекты адаптации контура  
управления полетами к решению целевых задач на борту космических ап-  
паратов и орбитальных комплексов. Выполнен анализ проблем управления  
полетами перспективных космических аппаратов и предложены пути ре-  
шения этих проблем.

Содержание учебного пособия соответствует курсам лекций, читаемых  
авторами в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов старших курсов и аспирантов, слушателей, адъюнктов и  
курсантов военных учреждений высшего профессионального образования.  
Может быть полезно специалистам в области управления космическими  
полетами, в том числе зарубежным, принимающим участие в выполнении  
совместных космических программ.

УДК 629.786.2.05(075.8)

ББК 39.62

© Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н.,  
Любинский В.Е., 2010

© Оформление. Издательство МГТУ  
им. Н.Э. Баумана, 2010

ISBN 978-5-7038-3352-0 (Ч. 2)

ISBN 978-5-7038-3350-6

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая книга является продолжением учебного пособия по циклу дисциплин, объединяемых названием «Управление космическими полетами», имеющего сквозную нумерацию разделов и глав, единые обозначения и сокращения, списки использованной и рекомендуемой для углубленного изучения предмета литературы.

В первой части пособия рассмотрены общие принципы построения автоматизированной системы управления (АСУ) космическими полетами (КП), научно-технические основы синтеза структуры и пути совершенствования функционирования, а также разные уровни математического моделирования ее состояния, начиная с концептуальной модели процессов управления и заканчивая системными аспектами одного из главных видов обеспечения КП – алгоритмического обеспечения средств баллистико-навигационного обеспечения (БНО) наземного комплекса управления. Применительно к служебным и динамическим операциям показана возможность распространения на реализующие их системы фундаментальных системных свойств, сформулированных в общей теории, для анализа целевых и информационно-технических возможностей комплекса управления. Как следствие, обосновывается возможность оценки потенциальной способности допустимых технологий управления КП по решению целевых задач на основе построения множеств достижимости. Наконец, сформулированы принципы и требования к планированию полета на всех определяющих этапах жизненного цикла космического аппарата (КА) либо космической системы.

Во второй части пособия наибольшее внимание уделяется прежде всего детальному рассмотрению основных видов обеспечения космического полета, характеризующих алгоритмическое наполнение процедур технологии управ-

ления (ТУ) полетом, а также вопросам оперативного управления, в том числе и при возникновении аномальных (нештатных) ситуаций.

С учетом изложенного представляется оправданным рекомендовать изучение материалов данной части учебного пособия только при условии усвоения читателем материала первой части пособия либо наличия у него достаточной квалификации, исключающей необходимость изучения принципов функционирования и системного анализа АСУ КП.

В противном случае изучение только второй части пособия окажется малопродуктивным.

Хотелось бы предостеречь читателя и от иной крайности. Квасисамостоятельный характер настоящей части пособия может спровоцировать читателя на попытку подменить изучение фундаментальных проблем баллистики и навигации КА, теории телеметрии, командно-программного управления и других дисциплин материалами данной части пособия, благо в ней весьма компактно изложены основные положения перечисленных научно-технических дисциплин. Это также может привести к напрасной трате времени и сил.

Дело в том, что большинство указанных дисциплин предполагает необходимость выделения как исполнительской, так и проектной составляющих. Указанное обстоятельство характерно, в частности, для баллистики, причем требования к изложению материала и перечню подлежащих рассмотрению задач проектной и исполнительной баллистики различаются весьма существенно.

В данном пособии акцент делается на исполнительной составляющей. В результате даже при идеальном усвоении материала пособия обучаемый окажется недостаточно подготовленным специалистом. Таким образом, авторы считают целесообразным обратить внимание на то, что при всей широте рассматриваемых в книге «Управление космическими полетами» теоретических положений их изучение не только не исключает необходимости самостоятельного освоения соответствующих вопросов по специальной фундаментальной литературе (для специализирующихся в области эксплуатации космических систем), но и делает это более чем желательным с точки зрения требований к подготовке специалистов-разработчиков по направлениям

Государственных образовательных стандартов, применительно к которым написано предлагаемое учебное пособие.

Наконец, хотелось бы воспользоваться предоставившейся возможностью, обусловленной неодновременностью выхода в свет частей книги, чтобы исправить неточности, допущенные при подготовке первой части пособия.

Речь, прежде всего, идет о несоответствии ссылок в тексте на источники литературы начиная с позиции 51. По техническим причинам произошло смещение перечня ссылок на одну позицию, т. е. начиная с указанного пункта ссылки в тексте соответствуют источникам в списке литературы на единицу меньше.

При ознакомлении с первой частью пособия помимо отмеченного были выявлены также досадные опечатки, допущенные в гл. 11. В частности, на стр. 386 во втором абзаце снизу вместо 4 % следует читать  $(4 \cdot 10^{-2})$  %; вместо «односуточного витка» (стр. 394, вторая строка снизу) – «первого суточного витка»; вместо «обработка» (стр. 402, 16-я строка сверху) – «отработка».

Авторы приносят читателям свои извинения за доставленное неудобство работы с книгой, обусловленное допущенными и отмеченными выше неточностями.

## СОКРАЩЕНИЯ\* И ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

### Сокращения

|        |                                                                         |
|--------|-------------------------------------------------------------------------|
| АББД   | – автоматизированный банк баллистических данных                         |
| АОИ    | – аппаратура обмена информацией                                         |
| АСБНО  | – автоматизированная система баллистико-навигационного обеспечения      |
| АСИТО  | – автоматизированная система информационно-телеметрического обеспечения |
| АСКПО  | – автоматизированная система командно-программного обеспечения          |
| АСОИ   | – автоматизированная система обмена информацией                         |
| АСУ КП | – автоматизированная система управления космическим полетом             |
| БА     | – бортовая аппаратура                                                   |
| ББ     | – базовый блок                                                          |
| БВК    | – бортовой вычислительный комплекс                                      |
| БД     | – база данных                                                           |
| БИ     | – буфер измерений                                                       |
| БИС    | – бортовая информационная система                                       |
| БКАУ   | – бортовой комплекс автоматического управления                          |
| БКУ    | – бортовой комплекс (контур для схемных решений) управления             |

---

\* В список включены общепринятые и наиболее часто используемые в книге сокращения, расшифровка вспомогательных приводится непосредственно в тексте.

|       |                                                                |
|-------|----------------------------------------------------------------|
| БНО   | – баллистико-навигационное обеспечение                         |
| БПП   | – бортовой план полета                                         |
| БРТК  | – бортовой радиотехнический комплекс                           |
| БРТС  | – бортовая радиотехническая система                            |
| БСП   | – баллистическая схема полета                                  |
| БЦ    | – баллистический центр                                         |
| БЦВМ  | – бортовая цифровая вычислительная машина                      |
| БЭС   | – баллистическая экспертная система                            |
| ВК    | – вычислительный комплекс                                      |
| ВТИ   | – внешнетраекторные измерения                                  |
| ВТО   | – вторичная обработка (информации)                             |
| ВЦ    | – вычислительный центр                                         |
| ГАП   | – группа автоматизированного планирования                      |
| ГДПР  | – группа детального планирования и реализации программы полета |
| ГКНПЦ | – Государственный космический научно-производственный центр    |
| ГКПУ  | – группа командно-программного управления                      |
| ГОГУ  | – главная оперативная группа управления                        |
| ГП    | – группа планирования                                          |
| ГСО   | – гироскопическая система ориентации                           |
| ДОС   | – долговременная орбитальная станция                           |
| ДПО   | – двигатели причаливания и ориентации                          |
| ДПП   | – детальный план полета                                        |
| ДУ    | – директива управления; двигательная установка                 |
| ЕЦП   | – единый цифровой поток                                        |
| ЗРВ   | – зона радиовидимости                                          |
| ИВК   | – информационно-вычислительный комплекс                        |
| ИД    | – исходные данные                                              |

|       |                                                                     |
|-------|---------------------------------------------------------------------|
| ИМО   | – информационное медицинское обеспечение                            |
| ИОДЭ  | – информационное обеспечение деятельности экипажа                   |
| ИП    | – измерительный пункт                                               |
| ИРС   | – интегрированный российский сегмент (МКС)                          |
| ИОВЦП | – информационное обеспечение выполнения целевой программы           |
| ИСЗ   | – искусственный спутник Земли                                       |
| ИТНП  | – измерение текущих навигационных параметров                        |
| ИТО   | – информационно-телеметрическое обеспечение                         |
| КА    | – космический аппарат                                               |
| КВМ   | – координатно-временные методы                                      |
| КГС   | – коэффициент глобальной связи                                      |
| КДО   | – контрольно-диагностическое обеспечение                            |
| КИК   | – командно-измерительный комплекс                                   |
| КИП   | – командно-измерительный пункт                                      |
| КИС   | – командно-измерительные средства; контрольно-испытательная станция |
| КК    | – космический корабль                                               |
| КМ    | – координатные методы                                               |
| КМК   | – каталог матричных команд                                          |
| КМС   | – комплексный моделирующий стенд                                    |
| КП    | – космический полет                                                 |
| КПИ   | – командно-программная информация                                   |
| КПУ   | – командно-программное управление                                   |
| КПО   | – командно-программное обеспечение                                  |
| КРЛ   | – командная радиолиния                                              |
| КС    | – контрольная сумма; комплексный стенд                              |
| КСП   | – каталог свободной памяти                                          |
| КСС   | – конец сеанса связи                                                |
| ЛИ    | – летные испытания                                                  |

|      |                                                       |
|------|-------------------------------------------------------|
| ЛКИ  | – лётно-конструкторские испытания                     |
| ЛПР  | – лицо, принимающее решение                           |
| ЛУ   | – логическое условие                                  |
| МКС  | – Международная космическая станция                   |
| ММД  | – математическая модель движения                      |
| МНК  | – метод наименьших квадратов                          |
| МО   | – математическое обеспечение; математическое ожидание |
| МЦИ  | – массив цифровой информации                          |
| НАКУ | – наземный автоматизированный комплекс управления     |
| НБЗ  | – навигационно-баллистическая задача                  |
| НИП  | – наземный измерительный пункт                        |
| НКО  | – наземный комплекс отладки                           |
| НКУ  | – наземный комплекс (контур) управления               |
| НРТК | – наземный радиотехнический комплекс                  |
| НСС  | – начало сеанса связи                                 |
| НУ   | – начальные условия                                   |
| НЭК  | – несгоревшие элементы конструкции                    |
| ОВС  | – определение вектора состояния                       |
| ОДУ  | – объединенная двигательная установка                 |
| ОЗУ  | – оперативное запоминающее устройство                 |
| ОК   | – орбитальный комплекс                                |
| ОМО  | – общее математическое обеспечение                    |
| ОНА  | – остронаправленная антенна                           |
| ОНКЗ | – обобщенная некорректная задача                      |
| ОНП  | – обобщенные наблюдаемые параметры                    |
| ОП   | – оперативный план                                    |
| ОПД  | – определение параметров движения                     |

|      |                                              |
|------|----------------------------------------------|
| ОПП  | – оперативный план полета                    |
| ОПС  | – орбитальная пилотируемая станция           |
| ОС   | – орбитальная станция; операционная система  |
| ОУ   | – операция управления; объект управления     |
| ПБО  | – подсистема баллистического обеспечения     |
| ПВО  | – первичная обработка (информации)           |
| ПВМ  | – программно-временные методы                |
| ПВУ  | – программно-временное управление            |
| ПДЦМ | – параметры движения центра масс             |
| ПЗС  | – план задействования средств (НКУ)          |
| ПЗУ  | – постоянное запоминающее устройство         |
| ПК   | – персональный компьютер; пульт космонавтов  |
| ПКА  | – пилотируемый космический аппарат           |
| ПМК  | – пилотируемый межпланетный корабль          |
| ПМО  | – программно-математическое обеспечение      |
| ПО   | – программное обеспечение; полетная операция |
| ПР   | – пункт-ретранслятор                         |
| ПРО  | – предварительная обработка (информации)     |
| ПС   | – полиномная среда                           |
| ПСС  | – программа сеанса связи                     |
| РГ   | – радиограмма                                |
| РК   | – разовая команда                            |
| РКО  | – радиоконтроль орбиты                       |
| РКП  | – резервные коммутационные приборы           |
| РН   | – ракета-носитель                            |
| РП   | – рабочая программа                          |
| РСС  | – расписание сеансов связи                   |
| РТО  | – радиотехническое обеспечение               |
| СА   | – спускаемый аппарат                         |

|        |                                                                     |
|--------|---------------------------------------------------------------------|
| САС    | – система аварийного спасения                                       |
| СБИ    | – система бортовых измерений; стандартная баллистическая информация |
| СДУ    | – система дифференциальных уравнений (движения)                     |
| СЕВ    | – служба единого времени                                            |
| СКДУ   | – сближающе-корректирующая двигательная установка                   |
| СК     | – система координат                                                 |
| СКО    | – среднее квадратическое отклонение                                 |
| СлБ    | – служебный борт                                                    |
| СМО    | – специальное математическое обеспечение                            |
| СМЦИ   | – совокупность массивов цифровой информации                         |
| СНУ    | – система нормальных уравнений                                      |
| СОИ    | – средства отображения информации                                   |
| СП     | – суточная программа                                                |
| СП КПИ | – система передачи командно-программной информации                  |
| СПО    | – специальное программное обеспечение                               |
| СПП    | – суточная программа полета                                         |
| СР     | – спутник-ретранслятор                                              |
| СРП    | – сменный руководитель полета                                       |
| СС     | – сеанс связи; станция слежения                                     |
| ССКУ   | – спутниковая система контроля и управления                         |
| ССПД   | – система связи и передачи данных                                   |
| ССС    | – система спутниковой связи                                         |
| СТС    | – сложная техническая система                                       |
| СУ     | – система управления                                                |
| СУБА   | – система управления бортовой аппаратурой                           |
| СУБД   | – система управления базой данных                                   |

|      |                                                     |
|------|-----------------------------------------------------|
| СУБК | – система управления бортовым комплексом            |
| СУД  | – система управления движением                      |
| СУДН | – система управления движением и навигации          |
| СУУ  | – система условных уравнений                        |
| СЭ   | – сообщение экипажа                                 |
| ТВ   | – телевизионный                                     |
| ТГУ  | – технологический график управления                 |
| ТДУ  | – тормозная двигательная установка                  |
| ТК   | – транспортный корабль                              |
| ТЛФ  | – телефонный                                        |
| ТМИ  | – телеметрическая информация                        |
| ТМО  | – телеметрическое обеспечение                       |
| ТНП  | – текущие навигационные параметры                   |
| ТО   | – технологическая операция                          |
| ТП   | – технологический процесс                           |
| ТУ   | – технология управления                             |
| ТУЗ  | – таблица узловых значений                          |
| ТЦ   | – технологический цикл (обработки)                  |
| ТЦУ  | – технологический цикл управления                   |
| УВ   | – управляющее воздействие                           |
| УИВК | – управляющий информационно-вычислительный комплекс |
| ФМ   | – функциональный модуль                             |
| ФПС  | – функциональная подсистема                         |
| ФЯ   | – функциональное ядро                               |
| ЦБД  | – центральная база данных                           |
| ЦБЗ  | – целевая баллистическая задача                     |
| ЦИ   | – цифровая информация                               |
| ЦМ   | – целевой модуль; центр масс (аппарата)             |

|     |                                            |
|-----|--------------------------------------------|
| ЦПК | – Центр подготовки космонавтов             |
| ЦУ  | – целеуказание                             |
| ЦУП | – Центр управления полетами                |
| ЦУС | – центральный узел связи                   |
| ЭВМ | – электронная вычислительная машина        |
| ЭС  | – экспертная система                       |
| ЭТД | – эксплуатационно-техническая документация |
| ЯП  | – язык программирования                    |

### **Основные обозначения**

Векторы выделены прямым полужирным шрифтом; матрицы обозначены прописными прямыми полужирными буквами (**A**, **B**, **C**) либо представлены в виде частных производных от векторов  $\left( \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} \right)$ .

Скалярные или векторные функции скалярных или векторных переменных записаны следующим образом:  $x(t)$ ;  $\mathbf{x}(t)$ ;  $f(\mathbf{x})$ ;  $f(\mathbf{x}, t)$ .

Кроме частных случаев, обусловленных стремлением обеспечить преемственность по отношению к установившимся обозначениям, множества изображены прописными светлыми прямыми (**X**, **Y**, **U**) либо курсивными буквами (*S*, *F*, *L*).

При математическом описании движения аппаратов с учетом влияния атмосферы использованы обозначения, соответствующие ГОСТ 20058–80 «Динамика летательных аппаратов в атмосфере»; ГОСТ 4401–81 «Атмосфера стандартная. Параметры»; ГОСТ 25645.000–2001, устанавливающему модель плотности атмосферы Земли в диапазоне высот 120...1500 км для различных условий солнечной активности при известных дате и времени полета ИСЗ, а также ГОСТ 25645.202–83 «Методика расчета характеристик вариаций плотности» и 25645.302–83 «Методика расчета индексов солнечной активности».

Обозначения параметров Земли соответствуют принятым в нормативных документах:

- Параметры Земли. 1990 г. М.: Координационный науч.-информ. центр, 1998;
- World Geodetic System. 1994, Technical Report NIMA, TR 8350.2, Third Edition, 1997.

- $A$  – азимут
- $a$  – большая полуось эллиптической орбиты
- $V$  – скорость полета КА
- $J$  – момент инерции КА
- $m$  – масса притягивающего тела; масса КА
- $K$  – кинетический момент
- $M$  – средняя аномалия; внешний момент, действующий на КА
- $M$  – масса Земли; математическое ожидание
- $M_{\text{вн}}$  – внутренний момент
- $\mu$  – гравитационный параметр Земли
- $f$  – знак функции; гравитационная постоянная Земли
- $g$  – ускорение свободного падения на заданной высоте
- $g_0$  – ускорение свободного падения у поверхности сферической Земли
- $R$  – радиус гравитирующего тела; радиус поверхности сферической Земли
- $R_z$  – экваториальный радиус Земли
- $\Pi$  – потенциал силы земного притяжения (силовая функция)
- $r$  – расстояние от центра Земли до текущей точки
- $r_{ij}$  – коэффициент корреляции
- $H$  – геопотенциальная высота; функция Гамильтона (гамильтониан)
- $H_{\text{кр}}$  – высота круговой орбиты
- $I$  – критерий оптимальности (качества)
- $\rho$  – плотность атмосферы на заданной высоте; расстояние от начала системы координат до центра масс КА либо стыковочного агрегата ОС
- $\rho_0$  – плотность атмосферы на уровне моря

- $\beta$  – логарифмический градиент плотности
- $\alpha$  – сжатие земного эллипсоида; угол атаки; прямое восхождение
- $\gamma$  – угол крена; угол места на параметре в задачах определения ЗРВ
- $\vartheta$  – угол тангажа; истинная аномалия
- $\varphi$  – широта текущей точки; угол асимптоты гиперболы; высота места
- $\lambda$  – долгота текущей точки; неособенная переменная
- $\delta$  – склонение; вариация параметра
- $\theta$  – угол наклона траектории к местному горизонту; состояние автоматизированной системы управления
- $\psi$  – угол рыскания; сопряженная переменная
- $\omega$  – аргумент перигея; угловая орбитальная скорость КА на круговой орбите; входное воздействие
- $u$  – аргумент широты; управление
- $i$  – наклонение плоскости орбиты
- $\Omega$  – восходящий узел орбиты
- $p$  – фокальный параметр орбиты
- $e$  – эксцентриситет орбиты
- $\tau$  – время прохождения КА через перицентр (перигей)
- $t$  – текущее время
- $t_{\text{сущ}}$  – время существования КА на орбите
- $T = t_k$  – полное полетное время; период обращения КА на орбите
- $T_3$  – звездные сутки
- $T_n$  – истинные солнечные сутки
- $T_c$  – средние солнечные сутки

- $T_{\odot}$  – истинное солнечное время  
 $P$  – тяга, вероятность события  
 $P_{уд}$  – удельная тяга  
 $q$  – скоростной напор; угол между линией визирования и базовым направлением  
 $\dot{q}$  – угловая скорость линии визирования  
 $D$  – наклонная дальность; дисперсия  
 $K_0$  – аэродинамическое качество спускаемого аппарата  
 $K_r$  – корреляционная матрица  
 $X_a$  – аэродинамическая сила лобового сопротивления  
 $Y_a$  – аэродинамическая подъемная сила  
 $c$  – скорость света; величина, эквивалентная  $W_e$  в задачах оптимального по быстродействию сближения КА  
 $C_{xa}$  – коэффициент аэродинамической силы лобового сопротивления  
 $C_{ya}$  – коэффициент аэродинамической подъемной силы  
 $h$  – текущая высота полета КА над поверхностью Земли  
 $h_a$  – высота в апоцентре  
 $h_p$  – высота в перигеентре  
 $P_x$  – приведенная нагрузка на лобовую поверхность  
 $\sigma_x$  – баллистический параметр  
 $S_m$  – площадь миделевого сечения  
 $n_{\Sigma}$  – суммарная перегрузка  
 $n_x$  – осевая перегрузка  
 $n_y$  – перегрузка, перпендикулярная осевой перегрузке  
 $\lambda_{cp} = \bar{n}$  – среднее движение  
 $\varepsilon$  – малый параметр  
 $E$  – эксцентрическая аномалия  
 $W_e$  – эффективная скорость истечения газов  
 $W$  – показатель эффективности  
 $\mathcal{E}(v)$  – элемент орбиты в функции независимой переменной

**Нижние индексы**

к – конечная величина

ср – среднее значение

ц – цель

**Верхние индексы**

$\odot$  – единичный вектор (орт); оптимальное значение

т – знак транспонирования вектора или матрицы

Прочие обозначения, принятые в учебном пособии, пояснены в тексте.



## **Раздел 4**

# **РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКО- НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**



## **Глава 12**

# **БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

---

### **12.1. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СТРУКТУРА ПОДСИСТЕМЫ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ И ИЕРАРХИЯ РЕШАЕМЫХ ЕЮ ЗАДАЧ**

Формулировка основных задач БНО была дана в § 4.3. Здесь же мы начнем обсуждение вопросов структурирования и определения места так называемых вспомогательных задач космической баллистики [79], связанных с баллистическим обеспечением (БО) предполетной подготовки пусков РН и расчетом СБИ.

Как отмечалось ранее, собственно БНО является неотъемлемой частью управления полетом КА. Однако для того чтобы вывести КА на требуемую орбиту, обеспечить поддержание в полете этой орбиты, эволюционирующей под действием возмущений, гарантировать нормальное функционирование всех подсистем АСУ КП, должна быть выполнена большая предварительная работа.

Эта работа связана прежде всего с решением вспомогательных (дополнительных) задач космической баллистики. Строгого определения их не существует. Однако в печатных трудах отдельных авторов (в частности, Б.С. Скребушевского, В.В. Бетанова и др.) предпринимались попытки определения их места в общей функциональной структуре БО и его алгоритмического описания. Ориентируясь на результаты, изложенные в [79, 96], дадим краткий обзор существа предлагаемых подходов. Согласно [96] и исходя из требований, предъявляемых к подсистеме БО, реализуемые ею функции подразделяют на два вида макрофункций – внешние и внутренние.

К числу баллистических данных, рассчитываемых и выдаваемых подсистемой, выполняющей *внешнюю макрофункцию*, предлагается относить сведения, необходимые для обеспечения функционирования АСУ КП при решении баллистических и целевых задач.

*Внутренняя макрофункция* заключается в расчете баллистических данных, необходимых при решении собственно баллистических и целевых задач, реализуемых функциональными модулями подсистемы БО.

Тривиальный анализ всей баллистической информации, циркулирующей в подсистеме БО, дает основание отнести к числу модулей, обеспечивающих выполнение внешней макрофункции, следующие:

- осуществление временных привязок;
- расчет координат Солнца, Луны и других планет;
- определение координат пунктов управления;
- расчет зон радиовидимостей (ЗРВ) НИП;
- определение освещенности КА Солнцем;
- выработку целеуказаний наземным пунктам слежения;
- расчет координат обслуживаемых районов;
- построение и отображение трасс орбит на поверхности Земли;
- прогноз орбитальных параметров КА и др.

К числу модулей, обеспечивающих выполнение внутренней макрофункции, относят предназначенные для непосредственной реализации предусмотренных планом операций полета:

- расчета и отображения временного графика выведения КА на орбиту;
- расчета параметров сближения и стыковки КА;
- определения параметров динамических режимов при целевых операциях;
- расчета и отображения временного графика спуска КА с орбиты и др.

Перечисленное, естественно, не исчерпывает всей совокупности задач, решаемых функциональной подсистемой БО.

Они могут видоизменяться и соответствующим образом трансформироваться в зависимости от конкретного типа КА и плана полета.

Тем не менее из анализа перечня видно, что задачи, отнесенные к внешней макрофункции, есть не что иное, как задачи получения сопутствующих полету баллистических данных, приведенных к заранее известному (по крайней мере, по номиналу) движению конкретного КА, связанные с расчетом СБИ.

Однако и эти дополнительные задачи космической баллистики, решаемые в большинстве на стадиях составления проектного и рабочего планов полета, не равнозначны по содержанию (рис. 12.1) и уровню иерархии (не менее двух уровней).

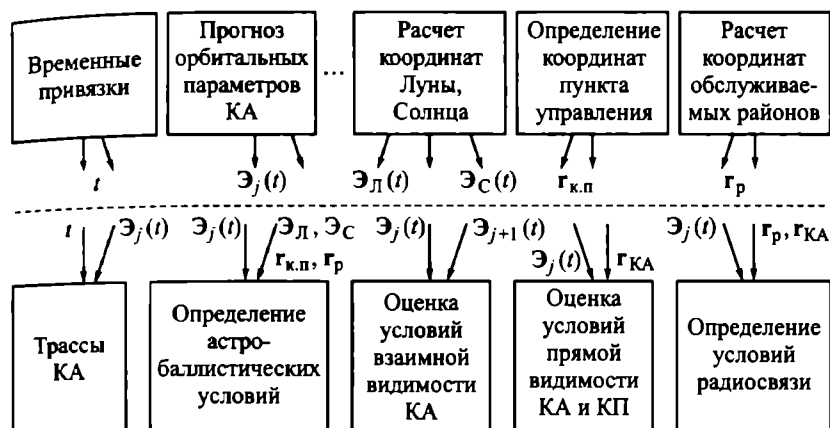


Рис. 12.1. Двухуровневая схема решения задач космической баллистики

Первый уровень включает задачи расчета исходных данных (ИД) для решения вспомогательных задач (расчет эфемерид Луны, Солнца, временных привязок), второй – собственно решение этих задач (построение трассы, определение астробаллистических условий, условий видимости и др.).

## 12.2. ВРЕМЕННЫЕ ПРИВЯЗКИ

При планировании и баллистическом сопровождении управления КП важное значение отводится временным привязкам КА на орбитах, выполнению тех или иных полетных операций (особенно стандартных), а также учету времени существования КА на орбите и т. д. [79].

В принципе в космической баллистике за единицу может быть принят любой постоянный промежуток времени. Однако на практике предпочтение для задания эталонных единиц отдается промежуткам, связанным с такими естественными периодическими процессами, как вращение Земли вокруг своей оси и обращение Земли вокруг Солнца.

Промежуток времени, в течение которого Земля делает один оборот вокруг своей оси относительно какой-либо точки на небе, называют сутками. Определять продолжительность суток могут точка весеннего равноденствия, центр видимого диска Солнца (смещенный годичной абберацией), «среднее Солнце», т. е. любая фиктивная точка, положение которой на небе теоретически может быть вычислено для любого момента времени.

Промежутки времени, устанавливаемые с помощью указанных реперных точек, называют соответственно звездными сутками  $T_z$ , истинными солнечными сутками  $T_n$ , средними солнечными сутками  $T_c$ .

Звездное время  $S$  в любой момент равно сумме времени прохождения прямого восхождения светила  $\alpha$ , выраженного угловой мерой, и его часового угла. Если  $\alpha + t > 24^h$ , то  $S = (\alpha + t) - 24^h$ . В момент верхней кульминации светила его часовой угол  $t = 0^h$  и тогда  $S = \alpha$ , в момент нижней кульминации  $t = 12^h$  и, следовательно,  $S = \alpha + 12^h$ .

Истинное солнечное время  $T$  на фиксированном меридиане равно геометрическому часовому углу истинного Солнца, выраженному в часовой мере, плюс  $12^h$ , т. е.

$$T_{\odot} = t_{\odot}^h + 12^h. \quad (12.1)$$

Момент верхней (нижней) кульминации центра видимого диска Солнца на соответствующем мгновенном меридиане наблюдения называют истинным полднем (полночью). Данная шкала времени используется для вычисления параметров термосферы над заданной точкой земной поверхности.

Связь истинного солнечного времени со средним выражается через разность часовых углов истинного Солнца:

$$\eta = t_{\odot} - t_m. \quad (12.2)$$

Могут использоваться две фиктивные точки – *среднее эклиптическое Солнце* и *среднее экваториальное Солнце*. Среднее эклиптическое Солнце равномерно движется по эклиптике и совпадает с истинным в момент прохождения Землей перигелия. Среднее экваториальное Солнце движется равномерно по экватору со средней скоростью истинного Солнца и одновременно со средним эклиптическим Солнцем проходит точку весеннего равноденствия.

Средние *солнечные сутки* – промежуток времени между двумя последовательными нижними кульминациями среднего экваториального Солнца на одном и том же географическом меридиане.

Переход от истинного солнечного времени к среднему солнечному времени, и наоборот, осуществляется по соотношениям

$$\begin{aligned} T_m &= T_\Theta - \eta; \\ T_\Theta &= T_m + \eta. \end{aligned} \quad (12.3)$$

Значение  $\eta$  изменяется от  $+14^m$  (около 11 февраля) до  $-16^m$  (около 3 ноября) и на каждый день дается в Астрономическом ежегоднике.

Задание времени на длительных временных интервалах осуществляется в годах. Промежуток времени между двумя последовательными прохождениями среднего экваториального Солнца через среднюю точку весеннего равноденствия называют *тропическим годом*. Тропический год состоит из 365,2421988 средних солнечных суток. Таким образом, в тропическом годе не содержится целого числа средних солнечных суток, а начало года приходится на разные моменты суток. Для повседневной жизни это весьма неудобно, поэтому подобная мера не нашла широкого применения, что послужило следствием ввода в практику специальных календарей.

Для облегчения вычислений в астрономии используют непрерывный счет суток начиная с 12 ч UT (Universal Time) 1 января 4713 г. до н. э.

В юлианском календаре (старый стиль) продолжительность года принята равной 365 средним солнечным суткам три календарных года подряд, а каждый четвертый, называемый високосным, содержит 366 суток.

Промежуток времени в 36 525 средних солнечных суток называют юлианским столетием.

В случае необходимости использования других шкал следует указывать, в какой именно шкале вычисляется юлианская дата, например  $JD$  (TAI). Юлианская дата стандартной эпохи  $J2000.0$  равна:

$$J2000.0 \rightarrow 1,12^h TT = JD2451545,0.$$

Юлианская дата произвольного момента времени выражается в виде целого числа (номера юлианского дня) и дробной части, равной доле суток, протекающей от полудня до рассматриваемого момента.

С 1964 г. используют систему всемирного координированного времени UTC (Universal Time Coordinated), которая связана не с суточным вращением Земли, а с атомной шкалой TAI (Temps Atomic International). Вначале близость шкал всемирного времени UT от всемирного координированного времени UTC в пределах 0,1 с достигалась ступенчатыми сдвигами частоты, однако начиная с 1 января 1972 г. частотные сдвиги шкалы UTC отменены и введена коррекция показаний часов, функционирующих в системе UTC, на  $\pm 1$  с путем прибавления секунды преимущественно 31 декабря и (или) 30 июня, с тем, чтобы разность UT1–UTC не превосходила  $\pm 0,9$  с. Таким образом, шкала UTC является автономной, отличаясь от TAI на целое число секунд:  $\Delta AT = TAI - UTC$ .

Данная шкала времени используется для задания начальных условий движения КА, формирования параметров зон радиовидимости и светотеневой обстановки на орбите аппарата.

В рамках решения задач баллистического проектирования временные привязки осуществляют относительно опорных моментов, называемых *эпохами*.

За начало эпохи при проведении большинства баллистических расчетов в прошлом столетии принимался 1900 г. (в настоящее время – 2000 г.). Время  $T_3$  от начала эпохи рассчитывалось по формуле  $T_3 = t_3 / 36\,525$ , определяющей время в юлианских столетиях, прошедшее от наступления нуля часов 1 января 1900 г (условно «0-го января 1900 г.»). Значение  $t_3$  задавалось зависимостью

$$t_3 = 365N_0 + \left[ \frac{N_0 - 1}{4} \right] + d + t - 0,5, \quad (12.4)$$

где  $N_0 = N - 1900$  ( $N_0 = N - 2000$  для текущего столетия);  $N$  – год, на который определяется эфемерида;  $\left[ \frac{N_0 - 1}{4} \right]$  – целая часть числа;

$d$  – число дней от 0-го января года, для которого ведутся вычисления;  $t$  – текущее время в выбранной дате.

Выбор эпохи по схеме, оговоренной выше, вообще говоря, не является строго канонизированным процессом. За нулевой может быть принят любой год, например привязанный к началу работ по планированию какого-либо долговременного космического полета. В частности, при временной привязке бортового времени ОК

«Мир» за нулевой был принят 1985 г. При этом с целью повышения точности временных привязок могут вводиться ограничения на максимальное значение бортового времени, что, в свою очередь, делает необходимым осуществление процедур смены эпох.

### 12.3. АНАЛИЗ АСТРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Весьма важным вопросом, существенным образом влияющим на планирование полетных операций, является определение продолжительности пребывания КА на теневых и освещенных участках орбиты.

Используемая на практике методика определения астробаллистических условий функционирования КА подробно описана в работах [8, 79, 89]. Здесь, ориентируясь на известные результаты, ограничимся кратким, конспективным ее изложением.

В общем случае тень планеты включает две области (рис. 12.2): полную тень и полутень. Область полной тени имеет конусообразную форму и расположена с противоположной от Солнца стороны. К полутени обычно относят область между областями полной тени и полной освещенности. Уменьшение интенсивности солнечного излучения в этой области обусловлено тем, что диск Солнца частично закрывается планетой.

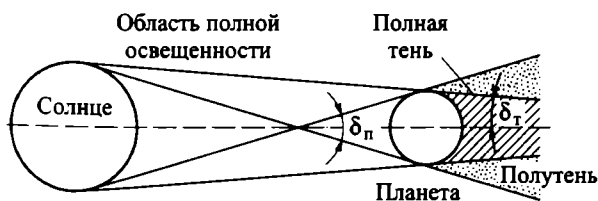


Рис. 12.2. Геометрия областей тени и полутени

Обычно КА считается находящимся в тени, если не освещается прямыми лучами Солнца; находящимся в полутени, если освещается прямыми лучами неполного диска Солнца (когда часть диска Солнца закрыта от аппарата Землей); находящимся в зоне освещения, если освещается прямыми лучами всего диска Солнца.

В перечисленных случаях не учитывают такие эффекты, как рефракция или тень, создаваемая Луной. Рефракцию не учитывают

из-за особой сложности вычислений, связанных с данным эффектом. Поскольку рефракция увеличивает продолжительность освещенного участка, определение светотеневой обстановки дает приблизительное минимальное время нахождения КА в зоне освещенности.

Применительно к задачам БО предполетной подготовки достаточно ограничиться приближенным определением входа в тень и выхода из нее. При этом тень может рассматриваться как цилиндрическая область. Область полутени обычно не учитывают. Тогда при замене конической области цилиндрической максимальное время нахождения КА в тени  $\tau_T$  будет соответствовать случаю, когда Солнце располагается в плоскости орбиты КА.

Для расчета положения Солнца на определенный момент времени, как правило, пользуются приближенным алгоритмом, содержащимся в астрономическом альманахе. Данный алгоритм требует знания только текущей юлианской даты на момент вычисления. Содержание алгоритма:

число дней, прошедших от эпохи J2000.0,

$$D = JD - 2451545,0;$$

средняя долгота Солнца

$$L' = 280,472^\circ + 0,9856474D;$$

средняя аномалия

$$g = 357,529^\circ + 0,98560028D;$$

эклиптическая долгота

$$L = L' + 1,915 \sin g + 0,020 \sin 2g;$$

расстояние до Солнца в а.е.

$$R = 1,00014 - 0,01671 \cos g - 0,00014 \cos 2g;$$

наклонение эклиптики

$$\varepsilon = 23,439^\circ - 0,0000004D.$$

Из формул сферической геометрии получаем выражение для прямого восхождения Солнца:

$$A = \arctg(\cos \varepsilon \operatorname{tg} L),$$

и формулу для склонения Солнца:

$$d = \arcsin(\sin \epsilon \sin L).$$

Тогда окончательно, переходя в инерциальные координаты,

$$\mathbf{r}_{\text{КА-Солнце}} = \begin{bmatrix} R \cos d_{\oplus} \cos A_{\oplus} \\ R \cos d_{\oplus} \sin A_{\oplus} \\ R \sin d_{\oplus} \end{bmatrix}.$$

Для круговых орбит (рис. 12.3, а) время  $\tau_T$  будет определяться соотношением

$$\tau_T = \frac{T}{2\pi} \arcsin \frac{R}{r}, \quad (12.5)$$

где  $T$  – период обращения КА;  $R$  – средний радиус Земли;  $r$  – модуль текущего радиуса-вектора КА.

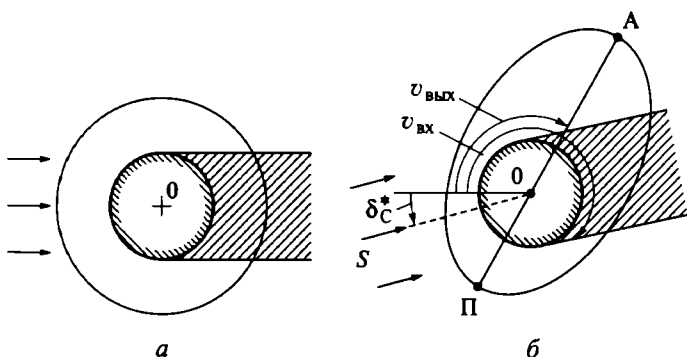


Рис. 12.3. Определение времени нахождения КА в тени

Для более общего случая эллиптических орбит произвольной ориентации по отношению к плоскости орбиты Солнца (см. рис. 12.3, б) необходимо задаться элементами  $a$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\Omega$ ,  $\omega$ ,  $\tau$  ( $a$  – большая полуось;  $e$  – эксцентриситет;  $i$  – наклонение орбиты;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $\omega$  и  $\tau$  – аргумент и время прохождения перигея), а также радиусом-вектором Солнца  $\mathbf{r}_{\odot} = \mathbf{r}_c$  в исследуемый момент времени.

При известном среднем радиусе сферической Земли  $R = a_3 = 6371$  км, следуя рис. 12.4, запишем

$$\mathbf{d} + \mathbf{R} = \mathbf{r}. \quad (12.6)$$

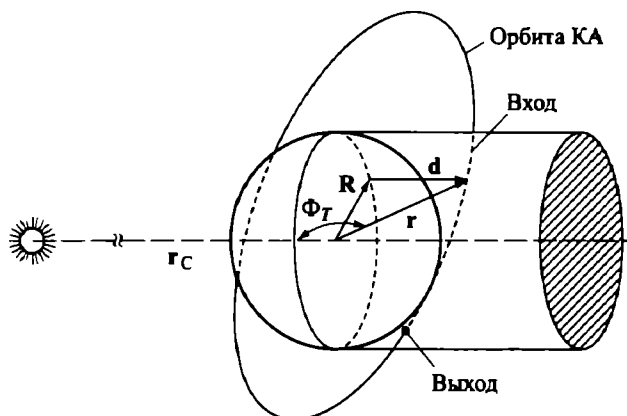


Рис. 12.4. Геометрия цилиндрической тени

Тогда угол между радиусом-вектором КА  $\mathbf{r}$  и радиусом-вектором Солнца  $\mathbf{r}_C$  будет

$$\cos \varphi = -\frac{\sqrt{r^2 - R^2}}{r}. \quad (12.7)$$

Кроме того, значение  $\varphi$  можно найти из уравнения

$$\cos \varphi = \frac{\mathbf{r}_C \mathbf{r}}{r_C r}, \quad (12.8)$$

а радиус-вектор КА, в свою очередь, определить с использованием перигейной системы координат  $O_0 X_\omega Y_\omega Z_\omega$ , ось  $O_0 X_\omega$  которой направлена в сторону перигея, ось  $O_0 Y_\omega$  – в сторону движения КА, ось  $O_0 Z_\omega$  дополняет систему до правой, с помощью соотношения

$$\mathbf{r} = r \cos \vartheta \cdot \mathbf{p}^\circ + r \sin \vartheta \cdot \mathbf{q}^\circ, \quad (12.9)$$

где  $\mathbf{p}^\circ$  и  $\mathbf{q}^\circ$  – орты, задающие ориентацию перигейной системы координат относительно геоцентрической инерциальной.

Учитывая это, преобразуем (12.7) к виду

$$\cos \varphi = \frac{r \cos \vartheta \mathbf{r}_C \mathbf{p}^\circ + r \sin \vartheta \mathbf{r}_C \mathbf{q}^\circ}{|\mathbf{r}_C| |\mathbf{r}|}. \quad (12.10)$$

Введя обозначения для скалярных произведений, входящих в (12.10),

$$A = \frac{x_C p_x + y_C p_y + z_C p_z}{\sqrt{x_C^2 + y_C^2 + z_C^2}}; \quad B = \frac{x_C q_x + y_C q_y + z_C q_z}{\sqrt{x_C^2 + y_C^2 + z_C^2}},$$

перепишем его, представив в форме

$$\varphi = \arccos(A \cos \vartheta + B \sin \vartheta). \quad (12.11)$$

Далее, возведя в квадрат (12.8) и (12.10) и приравняв полученные правые части, с учетом уравнения эллипса в полярных координатах [31], задающего эллиптическую орбиту КА:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta} \quad (12.12)$$

( $p$  – фокальный параметр, а  $\vartheta$  – угол истинной аномалии), получим выражение для определения входа КА в тень:

$$\Phi_T = R^2(1 + e \cos \vartheta)^2 + p^2(A \cos \vartheta + B \sin \vartheta)^2 - p^2. \quad (12.13)$$

Условием входа в область тени или выхода из нее служит выполнение равенства  $\Phi_T = 0$ , а физический смысл ( $\cos \varphi \leq 0$ ) будут иметь те решения уравнения (12.13), для которых

$$A \cos \vartheta + B \sin \vartheta < 0. \quad (12.14)$$

При этом выполнение условия

$$A \cos \vartheta + B \sin \vartheta = 0 \quad (12.15)$$

соответствует случаю, когда КА освещен прямыми лучами Солнца.

Учитывая (12.13), как следствие получим

$$\Phi_T^0 = R^2(1 + e \cos \vartheta)^2 - p^2. \quad (12.16)$$

В процессе анализа условий освещенности КА следует помнить, что если КА входит в тень, то  $\Phi_T$  меняет знак с минуса на плюс и, наоборот, выход КА из тени будет характеризоваться изменением знака  $\Phi_T$  с плюса на минус.

Обратим внимание, что (12.13) является уравнением четвертой степени относительно косинуса  $\vartheta$ . Оно может быть приведено к стандартной форме биквадратного уравнения, решение которого не вызывает каких-либо затруднений.

После определения значений истинной аномалии, соответствующих входу в тень и выходу из нее, рассчитывают отвечающие им моменты времени на основании уравнения Кеплера:

$$t_T = \tau + \frac{E_T - e \sin E_T}{\lambda_{\text{ср}}}, \quad (12.17)$$

где  $\lambda_{\text{ср}} = \bar{n} = \frac{\sqrt{\mu}}{a^{3/2}}$  – среднее движение; индекс  $T$  соответствует времени входа в тень и выхода из нее.

Продолжительность пребывания КА в тени легко определить, используя соотношение

$$\Delta t_T = \frac{E_{2T} - E_{1T} + e(\sin E_{1T} - \sin E_{2T})}{\lambda_{\text{ср}}}, \quad (12.18)$$

где  $E_{1T}$  и  $E_{2T}$  – соответственно эксцентрические аномалии входа в тень и выхода из нее.

При решении ряда задач, связанных с планированием целевых операций, помимо условий освещенности КА возникает необходимость и в определении условий освещенности подспутниковых точек.

Соответствующая методика аналогична рассмотренной, поскольку также связана с определением времени прохождения КА плоскости земного терминатора (рис. 12.5). После установления моментов времени входа  $t_{1T}$  и выхода  $t_{2T}$  КА из тени нетрудно найти и отвечающие этим моментам геодезические координаты и высоту полета. В качестве параметров освещенности подспутниковых точек на этапе планирования полета обычно используется [65] зависимость угла места Солнца над горизонтом подспутниковой точки в виде таблицы с заданным шагом.

Подчеркнем в заключение, что изложенный подход достаточен для оценки пребывания КА в тени планеты на стадии дополетного планирования.

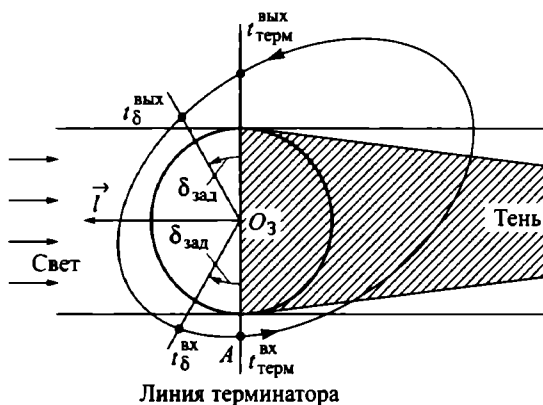


Рис. 12.5. Схема прохождения КА плоскости терминатора

Учет полутени в условиях реального полета осуществляется с помощью отдельной методики, ознакомиться с которой читатель может в работе [89].

Помимо оценки световой обстановки на орбите к числу астробаллистических условий функционирования КА относят также анализ видимости астроориентиров, используемых при астроориентации или астростабилизации КА. При этом требуется знать значение угла между направлениями КА – Земля и КА – астроориентир. В качестве последнего могут выступать какая-либо крупная звезда или Солнце, поэтому обобщенно астроориентир называют *светилом*.

Угол светило – КА – Земля ( $\angle \text{СКЗ}$ ) нетрудно определить, если известны направляющие косинусы орта  $S^\circ$ , задающего угловое положение направления светило – КА в геоцентрической системе координат:

$$\angle \text{СКЗ} = \frac{\pi}{2} + \arcsin \frac{(\mathbf{r} \cdot \mathbf{S}^\circ)}{r}. \quad (12.19)$$

## 12.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПОДСПУТНИКОВОЙ ТОЧКИ И ПОСТРОЕНИЕ ТРАСС КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Обязательным элементом дополетного планирования является *привязка* будущих параметров орбит к поверхности Земли. Этот же алгоритм может быть использован и при отображении движения КА в процессе полета на фоне карты мира.

Привязка связана с нахождением положения подспутниковой точки и построением трасс (следов) орбит КА на поверхности Земли. Указанные характеристики могут быть отнесены [8, 89] к числу кинематических характеристик, определяемых в решающей степени типом планируемых целевых задач.

Положение подспутниковой точки  $C$  (рис. 12.6) определяется географическими широтой  $\varphi$  и долготой  $\lambda$  в подвижной геоцентрической системе координат  $OX_0Y_0Z_0$ , опорная ось которой  $OX_0$  проходит через Гринвичский меридиан. Она представляет собой точку пересечения радиуса-вектора  $r$  КА и поверхности Земли.

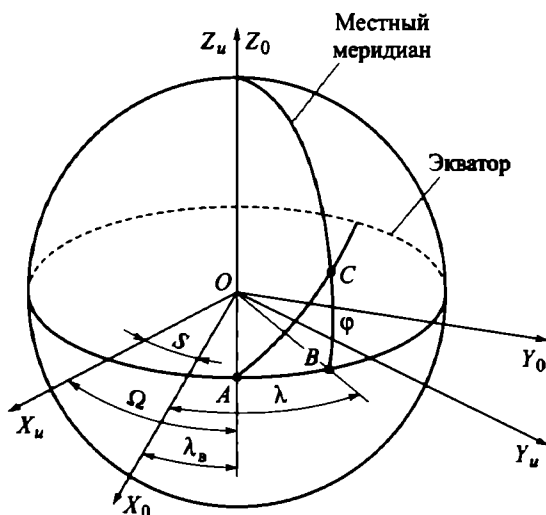


Рис. 12.6. Построение проекций трасс КА на поверхности Земли

Геометрическое место подспутниковых точек на поверхности Земли образует трассу КА.

Уравнение трассы можно получить на основе рассмотрения сферического треугольника  $ABC$  (см. рис. 12.6). Опираясь на теорему синусов, из указанного сферического треугольника найдем широту подспутниковой точки:

$$\sin \varphi = \sin i \sin u; \quad \varphi = \arcsin(\sin i \sin u), \quad (12.20)$$

где  $u = \omega + \vartheta$ .

Географическую долготу подспутниковой точки определяют по соотношению

$$S + \lambda = \Omega + \overset{\smile}{AB}, \quad (12.21)$$

где  $\overset{\smile}{AB}$  – экваториальная дуга между восходящим узлом и меридианом подспутниковой точки. Она же находится из сферического треугольника  $ABC$ :  $\text{tg } \overset{\smile}{AB} = \text{tg } u \cos i$ ;  $S$  – звездное время, характеризуемое углом (с вершиной в центре Земли) между направлением на точку весеннего равноденствия и на Гринвичский меридиан. Значение  $S$  задается выражением

$$S = S_0 + \omega_3 t, \quad (12.22)$$

где  $S_0$  – угол звездного времени на 0 часов даты;  $\omega_3$  – угловая скорость вращения Земли;  $t$  – текущее время, отсчитываемое от 0 часов опорной даты.

Подставив значения  $S$  и  $\overset{\smile}{AB}$  в исходную зависимость (12.21), получим

$$\Omega = S_0 + \arctg(\text{tg } u \cos i), \quad (12.23)$$

откуда окончательно

$$\lambda = \Omega - S_0 - \omega_3 t + \arctg(\text{tg } u \cos i). \quad (12.24)$$

Выражения (12.20) и (12.24) представляют собой уравнения кинематической трассы КА.

Будучи общими, они тем не менее несколько трансформируются при расчете трасс, соответствующих различным типам орбит. Прежде всего отметим, что в первом приближении смещение КА по долготе за один виток может быть определено по формуле

$$\Delta\lambda = T\omega_3, \quad (12.25)$$

где  $T$  – период обращения КА.

Смещение трассы происходит с учетом направления вращения Земли с востока на запад. Поэтому последующие проекции витков можно получить соответствующим смещением трассы на величину  $\Delta\lambda$  относительно предыдущего витка.

## Целое число отношения

$$n_{\lambda} = 2\pi/\Delta\lambda = T_3/T \quad (12.26)$$

называют суточным числом витков орбиты. В (12.26)  $T_3$  – звездные сутки.

В общем случае, когда отношение  $n_{\lambda}$  является иррациональным числом, КА не возвращается в исходное положение и последовательно проходит над всеми точками Земли в интервале широт

$$\begin{cases} -i \leq \varphi \leq i & \text{при } 0 \leq i \leq \pi/2; \\ i - \pi \leq \varphi \leq \pi - i & \text{при } \pi/2 \leq i \leq \pi. \end{cases} \quad (12.27)$$

Если же отношение  $2\pi/\Delta\lambda = n/m$  представляет собой рациональную дробь ( $n$  и  $m$  – целые числа), то КА возвращается в исходное положение через  $n$  витков (или  $m$  суток). Орбиты, для которых выполняются такие условия, называют кратно-синхронными.

Кратно-синхронные орбиты неразрывно связаны с понятием изомаршрутности движения КА. Под изомаршрутностью понимается движение КА, удовлетворяющее требованию реализации кратно-синхронных орбит, при которых КА, совершив определенное количество витков, возвращается в исходную точку. Очевидно, что обеспечение изомаршрутности требует решения обратной задачи, а именно, определения такой высоты орбиты  $h_{из}$ , при которой аппарат совершал бы целое число витков за целое число суток. Тогда при известном периоде обращения КА по орбите  $T$  и постоянном периоде обращения Земли  $T_3 = 8,616 \cdot 10^4$  с,  $mT_3 = nT$ , и учи-

тывая, что  $T = \frac{2\pi(R_3 + h_{из})^{2/3}}{\sqrt{\mu}}$ , получим

$$h_{из} = \left[ \frac{\mu(m \cdot T_3)^2}{4\pi^2 \cdot n^2} \right]^{3/2} - R_3. \quad (12.28)$$

Для анализа динамики трасс более удобным по сравнению с уравнением (12.24) является уравнение вида

$$\lambda = \lambda_{\text{в}} + \arctg(\operatorname{tg} u \cos i) - \omega_3 t_{\text{в}}, \quad (12.29)$$

которое легко выводится согласно рис. 12.6 и отличается от (12.24) иной системой отсчета времени. В (12.29) отсчет времени ( $t_b$  – текущее время) проводится от момента прохождения КА восходящего узла орбиты. Соответственно  $\lambda_b$  в (12.29) – долгота, отвечающая моменту прохождения КА восходящего узла.

Имея в виду, что для околокруговых орбит

$$t_b = \frac{u(\varphi)}{\lambda_{cp}} = \left( \frac{T}{2\pi} \right) u[\varphi], \quad (12.30)$$

где

$$u(\varphi) = \arcsin \left( \frac{\sin \varphi}{\sin i} \right) -$$

аргумент широты КА, выражение (12.29) преобразуем к виду

$$\lambda_{kp}(\varphi) = \lambda_b + \arctg(\operatorname{tg} u \cos i) - \frac{\omega_3}{\lambda_{cp}} u(\varphi). \quad (12.31)$$

Для ряда практических задач космонавтики интерес представляют так называемые синхронные орбиты, для которых  $T_3/T \cong 1$  ( $T = 23 \text{ ч } 56,07 \text{ мин}$ ).

Применительно к такому типу спутников  $\omega_3 = \lambda_{cp}$ , и выражение (12.31) приобретает вид

$$\lambda_{kp}^*(\varphi) = \lambda_b + \arctg(\operatorname{tg} u \cos i) - \arcsin \left( \frac{\sin \varphi}{\sin i} \right). \quad (12.32)$$

Если в процессе баллистического проектирования возникает необходимость приближенного анализа влияния эллиптичности орбиты на эволюцию трассы КА, необходимо воспользоваться уравнением Кеплера (12.17).

Текущее время  $t^*$  при этом может быть представлено в виде

$$t^* = \frac{1}{\lambda_{cp}} [M(\vartheta) - M(\omega)], \quad (12.33)$$

где  $M(\vartheta) = E(\vartheta) - e \sin E(\vartheta)$  – средняя аномалия.

Разложив в ряд Тейлора значение средней аномалии по эксцентриситету и исключив из рассмотрения члены высоких порядков (выше первого), получим

$$t^* = \frac{1}{\lambda_{\text{ср}}} (\vartheta + \omega - 2e \sin \vartheta - 2e \sin \omega), \quad (12.34)$$

или, учитывая  $u = \vartheta + \omega$ , перепишем (12.34), приведя его к форме

$$t^* = \frac{1}{\lambda_{\text{ср}}} \{u - 2e [\sin(u - \omega) - \sin \omega]\}. \quad (12.35)$$

Рассмотрим движения КА по круговой и околокруговой (с учетом эллиптичности) орбитам. Будем считать, что движение обоих спутников начинается в момент времени  $t_0$  при одном и том же аргументе широты  $u_0$  (пересечение трасс в момент  $t_0$ ). Соответствующее время полета будет определяться выражениями

$$t_0^{\text{эл}} = \frac{1}{\lambda_{\text{ср}}} \{u_0 - 2e [\sin(u_0 - \omega) + \sin \omega]\} + t_{B1}; \quad (12.36)$$

$$t_0^{\text{кр}} = \frac{u_0}{\lambda_{\text{ср}}} + t_{B2}. \quad (12.37)$$

Значения  $t_{B1}$  и  $t_{B2}$  в (12.36) и (12.37) отвечают времени прохождения спутников через восходящий узел орбиты.

Учитывая, что

$$\Delta t = t^{\text{эл}} - t^{\text{кр}} = \frac{1}{\lambda_{\text{ср}}} \{u - 2e [\sin(u - \omega) + \sin \omega]\} - \frac{u}{\lambda_{\text{ср}}} + t_{B1} - t_{B2}, \quad (12.38)$$

после подстановки в (12.38) значений  $t_{B1}$  и  $t_{B2}$ , полученных из (12.36) и (12.37), и ряда преобразований [79, 89] найдем

$$\Delta t = -\frac{2e}{\lambda_{\text{ср}}} [\sin(u - \omega) - \sin(u_0 - \omega)] = -\frac{2e}{\lambda_{\text{ср}}} (\sin \vartheta - \sin \vartheta_0). \quad (12.39)$$

Выражение (12.39) определяет различие во времени полета по эллиптической и круговой орбитам, приводящее к смещению трассы эллиптической орбиты КА от круговой орбиты.

Смещение КА вдоль трассы можно получить, заменяя на малом участке трассу эллиптической орбиты дугой большого круга:

$$\Delta l = R \lambda_{\text{cp}} \Delta t. \quad (12.40)$$

Учитывая (12.39), найдем

$$\Delta l = 2 R e [\sin(u - \omega) - \sin(u_0 - \omega)]. \quad (12.41)$$

Для определения бокового смещения трассы, вызываемого эллиптичностью орбиты, следует воспользоваться соотношением, справедливым для любого произвольного момента времени:

$$t_{\text{эл}} = t_{\text{кр}} + \Delta t. \quad (12.42)$$

После подстановки его в (12.39) с учетом выражения (12.32) можно получить уравнение трассы эллиптической орбиты в форме

$$\lambda_{\text{эл}}(\varphi) = \lambda_{\text{кр}}(\varphi) + \Delta \lambda_e(\varphi), \quad (12.43)$$

где  $\lambda_{\text{эл}}(\varphi)$  и  $\lambda_{\text{кр}}(\varphi)$  – функциональные выражения трасс эллиптической и круговой орбит;  $\Delta \lambda_e(\varphi)$  – поправка, вызываемая эллиптичностью орбиты.

Деформацию трассы круговой орбиты, вызванную ее эллиптичностью, удобно выразить в поперечном отклонении трассы квазикруговой орбиты:

$$\Delta z_e = R C_n e \sin i [\sin(2u - \omega) - \sin(2u_0 - \omega)], \quad (12.44)$$

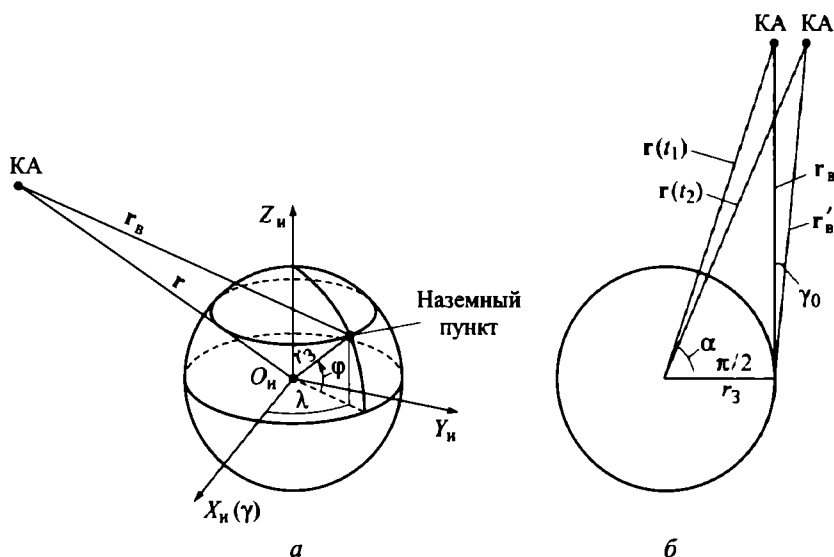
где  $C_n = \frac{\omega_3}{\lambda_{\text{cp}}}$ ;  $u_0$  – аргумент широты точки пересечения трасс круговой и квазикруговой орбит;  $u$  – аргумент широты точки, для которой определяется смещение.

Поправки на отклонение трассы носят колебательный характер.

Для околоземных орбит ( $h \leq 1000$  км) при наличии эксцентриситета порядка 0,05 значение  $\Delta l$  может достигать 1280 км, а максимальное поперечное смещение составлять 50 км.

## 12.5. УСЛОВИЯ ВИДИМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПУНКТА НАБЛЮДЕНИЯ И ОПЕРАТИВНАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЗОНЫ РАДИОВИДИМОСТИ

Геометрическая интерпретация, используемая при определении условий видимости КА с пункта наблюдения, приведена на рис. 12.7, а. На рис. 12.7, б дан ее упрощенный вариант, соответствующий допущению о сферичности Земли,  $r_3 = R = 6371$  км ( $r_n = r_3$ ).



**Рис. 12.7.** Условия видимости КА с наземного пункта наблюдения

Для указанного допущения, обычно используемого при решении задач баллистического проектирования, условие прямой видимости будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{r}_b \cdot \mathbf{r}_n = r_b \cdot r_n \cos \frac{\pi}{2}. \quad (12.45)$$

На практике считают, что КА находится в зоне радиовидимости определенного НИП в случае наблюдения КА с этого НИП под некоторым углом  $\gamma$  к местному горизонту, превышающим допустимый угол  $\gamma_0$ .

Область пространства, в каждой точке которой КА виден с НИП под углом  $\gamma$ , удовлетворяющим условию  $\gamma_0 \leq \gamma \leq \pi/2$ , называют ЗРВ КА с данного НИП. Геометрически эта область представляет собой часть поверхности сферы радиусом  $R + h$  ( $h$  – высота орбиты на момент определения ЗРВ), ограниченную окружностью с центром, лежащим на вертикали, проходящей через точку расположения НИП (над НИП). В процессе управления полетом во многих случаях удобно пользоваться географической картой, на которой изображаются прогнозируемая трасса полета КА и проекции ЗРВ каждого НИП на поверхность Земли. Чаще всего именно эти проекции в обиходе и называют зонами радиовидимости. При полете КА над тем участком трассы, который находится внутри проекции, обеспечивается возможность радиосвязи между КА и соответствующим НИП.

Зона радиовидимости в ее классической интерпретации, исходя из чисто геометрических значений, определяется центральным углом  $\alpha$ , который при известном угле  $\gamma_0$  вычисляется по формуле

$$\alpha = \arccos\left(\frac{R}{R+h} \cos \gamma_0\right) - \gamma_0, \quad (12.46)$$

где  $h$  – высота орбиты КА в текущий момент времени.

Применительно к рассматриваемому модельному случаю площадь ЗРВ определяется по известной формуле

$$S_{\text{ЗРВ}} = 2\pi R^2 (1 - \cos \alpha). \quad (12.47)$$

При решении задач баллистического сопровождения управления полетом, а также на заключительных этапах баллистического проектирования столь грубых оценок оказывается уже недостаточно. Возникает необходимость в учете несферичности Земли, а также ограничений, характерных для конкретного НИП.

Довольно строгое решение задач в уточняющей постановке приведено в [8, 79] и здесь не рассматривается.

Учитывая баллистический аспект обсуждаемой задачи, больший интерес представляет методика расчета ЗРВ на основе ис-

пользования точного прогнозирования среднего движения КА на длительный период времени.

Как показано в [96], соответствующая методика может быть построена на основе простых аналитических зависимостей, базирующихся на применении полиноминой среды (ПС). Здесь мы ограничимся кратким изложением основных идей подхода, детально описанного в [96].

Исходной посылкой построения алгоритма является процедура перехода от оскулирующих к средним элементам на основе соотношения

$$\lambda^v = \lambda - \delta\lambda^{(v-1)}, \quad (12.48)$$

где  $\lambda^v = (\lambda_k / k = 0,5)$  – вектор элементов орбиты;  $\lambda(\lambda_k / k = 0,5)$  – вектор оскулирующих элементов орбиты;  $\delta\lambda^{(v-1)}(\delta\lambda_k / k = 0,5)$  – вектор короткопериодических возмущений, рассчитываемых по средним элементам  $(v - 1)$ -й итерации.

Расчет средних элементов на заданный момент времени ( $t_3$ ) проводится с помощью элементов матрицы  $A$ , имеющей физический смысл матрицы коэффициентов интерполяционных полиномов:

$$\lambda(t_3) = \lambda(t_n) + \tau h_n [a_{ij}], \quad (12.49)$$

где  $h_n$  – шаг интегрирования;  $\tau$  – вектор-столбец вида

$$\tau = \{\tau_0, \tau_0^2, \tau_0^3, \tau_0^4\}. \quad (12.50)$$

Здесь  $\tau_0 = \frac{t_3 - t_n}{h_n}$ .

Значения аргументов широты  $u_1$  и  $u_2$ , отвечающих положению КА в начале и конце ЗРВ, предлагается определять на основе решения трансцендентных уравнений вида

$$\begin{cases} \cos u_{1,2} = \frac{kn \pm m\sqrt{m^2 + n^2 - k^2}}{m^2 + n^2}; \\ \sin u_{1,2} = \frac{-km \pm n\sqrt{m^2 + n^2 - k^2}}{m^2 + n^2}, \end{cases} \quad (12.51)$$

$$\text{где } k = \frac{\eta + h_N}{a(1 - e^2)};$$

$$m = k \cdot e \sin \omega - \sin i \sin \varphi_N + \cos i \cos \varphi_N \cdot \sin \Psi;$$

$$n = -k \cdot e \cos \omega + \cos \varphi_N \cos \Psi;$$

$$\eta = r [\cos u \cos \varphi_N \cos \Psi - \sin u (\cos i \cos \varphi_N \sin \Psi - \sin i \sin \varphi_N)] - h_N;$$

$$\Psi = \theta_c - \lambda_N; \theta_c = \lambda_3 - \omega_3 \Delta t;$$

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \vartheta}.$$

Здесь  $a$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $\vartheta$  – кеплеровы элементы орбиты;  $\omega_3$  – скорость вращения Земли;  $\lambda_3$  – долгота КА на экваторе;  $\varphi_N$ ,  $\lambda_N$  и  $h_N$  – широта, долгота и высота точки наблюдения.

Обсуждаемая процедура может сопровождаться расхождением итерационной вычислительной схемы из-за наличия так называемых подэкваториальных ЗРВ. Раскрытие неоднозначности определения  $u_1$  и  $u_2$  основывается на анализе расположения точек  $u_{\text{вх}}$  и  $u_{\text{вых}}$ , соответствующих значениям  $u_1$  и  $u_2$ , точки перигея текущего витка, а также расчете моментов времени прохождения указанных точек.

Пусть точка перигея текущего витка принадлежит данному виду, если

$$t_{\pi} = \begin{cases} t_3 - \frac{M(\vartheta)}{\lambda_{\text{ср}}} & \text{при } \pi \leq \omega \leq 2\pi; \\ t_3 - \frac{M(\vartheta)}{\lambda_{\text{ср}}} + T_{\text{оск}} & \text{при } 0 \leq \omega \leq \pi, \end{cases} \quad (12.52)$$

где  $M(\vartheta)$  – средняя аномалия точки;  $\lambda_{\text{ср}} = \sqrt{\mu/a^3}$  – среднее движение;  $T_{\text{оск}}$  – оскулирующий период орбиты;  $t_3$  – момент времени прохождения точки восходящего узла орбиты.

Тогда моменты времени  $t_1$  и  $t_2$  будут относиться к этому витку, если определяются из выражения

$$t = \frac{E - e \sin E}{\lambda_{\text{ср}}} + t_{\pi}, \quad (12.53)$$

где  $\sin E = \frac{\sin \vartheta \sqrt{1 - e^2}}{1 + e \cos \vartheta}$ ;  $\vartheta = u - \omega$ ;  $E$ ,  $\vartheta$  и  $u$  – значения эксцентрической, истинной аномалии и аргумента широты, соответствующие точкам входа и выхода из ЗРВ.

Если  $t_{\text{max}}$  – время, рассчитанное по (12.53) для значения  $u_{\text{max}} = \max(u_1, u_2)$ , а  $t_{\text{min}}$  соответствует  $u_{\text{min}} = \min(u_1, u_2)$ , то определение значений  $t_{\text{вх}}$  и  $t_{\text{вых}}$  должно проходить по следующей расчетной схеме:

$$\begin{bmatrix} t_{\text{вх}} \\ t_{\text{вых}} \end{bmatrix} = \begin{cases} \begin{bmatrix} t_{\text{max}} - T_{\text{оск}} \\ t_{\text{min}} \end{bmatrix} & \text{при } \frac{3}{2}\pi < u_{\text{max}} < \omega; \\ \begin{bmatrix} t_{\text{max}} \\ t_{\text{min}} \end{bmatrix} & \text{при } u_{\text{max}} > \frac{3}{2}\pi \text{ и } u_{\text{min}} < 0; \\ \begin{bmatrix} t_{\text{max}} \\ t_{\text{min}} + T_{\text{оск}} \end{bmatrix} & \text{при } u_{\text{max}} > \frac{3}{2}\pi \text{ и } u_{\text{min}} \geq \omega; \\ \begin{bmatrix} t_{\text{min}} \\ t_{\text{max}} \end{bmatrix} & \text{при } u_{\text{max}} < \omega < \frac{3}{2}\pi; \\ \begin{bmatrix} t_{\text{max}} \\ t_{\text{min}} + T_{\text{оск}} \end{bmatrix} & \text{при } u_{\text{max}} < \frac{3}{2}\pi \text{ и } u_{\text{min}} < 0; \\ \begin{bmatrix} t_{\text{min}} + T_{\text{оск}} \\ t_{\text{max}} + T_{\text{оск}} \end{bmatrix} & \text{при прочих } u_{\text{max}}, u_{\text{min}} \text{ и } \omega. \end{cases} \quad (12.54)$$

В этом случае аргументы широты точек входа (выхода) в (из) ЗРВ принимают значения

$$\begin{cases} u_{\text{вх}} = \begin{cases} u_{\text{max}}, & \text{если } t_{\text{вх}} \text{ определяется по } t_{\text{max}}, \\ u_{\text{min}}, & \text{если } t_{\text{вх}} \text{ определяется по } t_{\text{min}}; \end{cases} \\ u_{\text{вых}} = \begin{cases} u_{\text{max}}, & \text{если } t_{\text{вых}} \text{ определяется по } t_{\text{max}}, \\ u_{\text{min}}, & \text{если } t_{\text{вых}} \text{ определяется по } t_{\text{min}}. \end{cases} \end{cases} \quad (12.55)$$

С учетом изложенного оперативная методика вычисления ЗРВ при наличии заранее рассчитанной ПС представляется [96] в виде следующего алгоритма:

1. Для времени начала витка  $t_0 = t_s$  с помощью формул (12.49) с учетом (12.50) рассчитывают вектор  $\lambda$ -переменных, а затем соответствующие ему кеплеровы элементы орбиты.

2. Для заданного НИП определяют начальные коэффициенты  $k^{(10)}$ ,  $m^{(10)}$  и  $n^{(10)}$ , а за начальное значение текущего времени  $t^{(10)}$  принимают время прохождения через перигей орбиты, определяемое по зависимостям (12.52).

3. На основе решения уравнений (12.51) находят значения  $u_1^{(10)}$  и  $u_2^{(10)}$ .

4. По формулам (12.53)–(12.55) устанавливают условия входа в ЗРВ, в том числе определяют время  $t_{\text{вх}}^{(1)}$ .

5. За текущее время  $t^{(1)}$  принимают полученное значение  $t_{\text{вх}}^{(1)}$  и повторяют расчеты начиная с п. 2 с увеличением индекса приближений на единицу.

6. Проверяют условие

$$|t^{(j)} - t^{(j-1)}| \leq \varepsilon, \quad (12.56)$$

где  $j$  – номер итерации;  $\varepsilon$  – некоторое наперед принятое малое число, задающее допустимую ошибку.

При выполнении условия (12.56) итерационная процедура заканчивается.

7. Уточнение времени выхода из ЗРВ проводят посредством повторения вычислений п. 2–6 алгоритма, причем за исходное значение принимают начальное время выхода, полученное на последней итерации.

## 12.6. ВРЕМЯ СУЩЕСТВОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТЕ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

Время существования КА на орбите ИСЗ определяется продолжительностью полета с некоторого заданного момента до входа в плотные слои атмосферы, вызванного понижением орбиты

из-за действия различных возмущающих факторов. Наличие указанных воздействий приводит к деформации исходной круговой (квазикруговой) орбиты. Снижение перигея возмущенной орбиты до высот ощутимого воздействия атмосферы приводит к сокращению срока жизни (существования) КА.

Условиям, при которых КА прекращает свое существование как ИСЗ, соответствуют элементы некоторой *критической орбиты*. Критической принято считать такую орбиту, по которой КА еще может сделать один полный оборот. Критические значения высоты полета и периода обращения зависят от параметров и состояния атмосферы и баллистического коэффициента

$$S_B = \frac{C_{x_a} S_M}{2m}, \quad (12.57)$$

где  $C_{x_a}$  – коэффициент силы лобового аэродинамического сопротивления;  $S_M$  – площадь миделевого сечения КА;  $m$  – масса.

Параметры атмосферы и ее состояние на критической высоте оказывают превалирующее воздействие. Изменение  $S_B$  в достаточно широких пределах ( $0,001 \leq S_B \leq 1,0 \text{ м}^2/\text{кгс}^2$ ) приводит к изменению критической высоты  $h_{кр}$  и периода обращения  $T_{кр}$  в сравнительно малых диапазонах:  $108 \leq h_{кр} \leq 188 \text{ км}$ ;  $86,5 \leq T_{кр} \leq 88,1 \text{ мин}$  соответственно. Критическую орбиту реальных КА характеризуют минимально возможными высотой  $h_{кр} \approx 120 \text{ км}$  и периодом обращения  $T_{кр} \approx 86,5 \text{ мин}$ .

В качестве модели атмосферы Земли часто используют MSIS86 (Mass-Spectrometer Incoherent Scatter). Эта модель задает нейтральную температуру и плотности верхней части атмосферы на высотах более 85 км и отражает состояния верхней части атмосферы CIRA-86 (COSPAR International Reference Atmosphere). Исходные данные модели включают измерения, произведенные с использованием ракет, спутников (OGO 6, San Marco 3, AEROS-A, AE-C, AE-D, AE-E, ESRO 4 и DE-2) и радаров (Millstone Hill, St. Santin, Arecibo, Jicamarca и Malvem), а также:

- год;
- порядковый номер дня года;
- время (UT);
- геодезическую высоту;

- геодезическую широту;
- геодезическую долготу;
- локальное истинное солнечное время;
- интенсивность потока радиоизлучения на волне 10,7 см (для предыдущего дня и среднее за три месяца);
- индекс магнитной активности (ежедневный или историю за предыдущие 59 ч).

На основе указанной модели могут быть рассчитаны следующие параметры:

- концентрация частиц, составляющих слой верхней атмосферы;
- общая плотность атмосферы;
- нейтральная температура;
- экзосферная температура.

Вследствие торможения КА в атмосфере эксцентриситет возмущенной орбиты постоянно уменьшается и становится практически равным нулю в последние сутки, предшествующие прекращению существования КА. На практике установлено [34], что для КА, имеющих перигей на высотах около 200...300 км и эксцентриситет  $e > 0,02$ , уменьшение последнего на порядок ( $e \approx 0,001...0,002$ ) практически совпадает (с точностью до 1–2 сут) с моментом прекращения существования их как ИСЗ.

Для ориентировочного расчета времени существования широко используют приближенные аналитические зависимости, достаточные по точности для приемлемых оценок на предполетной стадии планирования.

Наиболее общей является зависимость

$$t_{\text{сущ}} = \frac{3}{8} \frac{h_{\alpha} - h_{\pi}}{a} \frac{T}{(-dT/dt)}, \quad (12.58)$$

где  $t_{\text{сущ}}$  – время существования КА, сут;  $a$  – большая полуось эллиптической возмущенной орбиты;  $h_{\alpha}$  и  $h_{\pi}$  – высота апогея и перигея орбиты;  $T$  – период обращения;  $dT/dt$  – скорость изменения периода обращения за сутки.

Гарантированные оценки (при использовании модели, соответствующей периоду максимальной плотности атмосферы) могут быть получены на основе аппроксимирующих соотношений, приведенных в табл. 12.1.

Таблица 12.1

| Диапазон высот полета, км | Зависимость для расчета времени существования КА, сут |
|---------------------------|-------------------------------------------------------|
| 200...250                 | $(-0,092...0,0005h) m/S_{\Sigma}$                     |
| 250...300                 | $(-0,34...0,0015h) m/S_{\Sigma}$                      |
| 300...350                 | $(-1,4...0,005h) m/S_{\Sigma}$                        |
| 350...400                 | $(-3,1...0,01h) m/S_{\Sigma}$                         |

Точность расчета времени существования КА по соотношениям табл. 12.1 [34] составляет не менее 15 % от получаемых фактических данных.

## 12.7. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ НА ПУСК РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЗАДАННУЮ ОРБИТУ

Как известно [26, 57], для РН и любой боевой баллистической ракеты дальнего радиуса действия (БРДД) перед пуском должно быть осуществлено ее прицеливание (произведено горизонтирование и выставка по азимуту, а также выполнена настройка контура управления, включая временной механизм старта).

Указанные операции являются необходимыми и для выведения КА на заданную орбиту. Для их выполнения предварительно следует рассчитать значения настроечных параметров, иначе говоря, определить исходные данные на пуск ракеты.

Определение исходных данных на пуск проводится на основе расчета траектории движения РН, выводящей КА на заданную орбиту, поэтому соответствующую траекторию часто называют *выводящей траекторией*, а иногда по аналогии с БРДД *попадающей* [57].

Однако в отличие от расчета классических попадающих траекторий БРДД, относящегося к классу задач Коши, в рамках которых решение ищут для известных начальных параметров движения, исходных данных и времени окончания расчета, определение исходных данных для РН КА принадлежит к классу обратных задач.

Последние отличаются [27, 65] от задач Коши (прямых) тем, что расчет движения ракеты предполагает частичное знание

начальных (положение РН на старте) и требуемых конечных параметров, соответствующих параметрам движения КА по орбите, и отсутствие исходных данных.

С точки зрения принятой в теории оптимального управления классификации обратные задачи баллистического обеспечения относятся к краевым или задачам поиска экстремума функции многих переменных.

Строго говоря, обсуждаемые задачи в рассматриваемой постановке не полностью соответствуют корректному математическому определению краевой задачи.

Действительно, если в теории дифференциальных уравнений под краевой задачей для уравнения, например, 2-го порядка вида  $f(\ddot{x}, \dot{x}, x, C, t) = 0$  понимают задачу решения этого уравнения для заданных значений зависимостей переменной  $x = x_0$  при  $t = t_0$  (на левом конце) и  $x = x_k$  при  $t = t_k$  (на правом конце), а также константы  $C$ , то при баллистическом обеспечении под краевой задачей для этого же уравнения понимают отыскание константы  $C$  при заданных граничных условиях.

В связи с этим краевые задачи БО, обычно понимаемые в обобщенном смысле (см. изложенное выше), получили название *обобщенных краевых задач* [65].

Подобные двухточечные краевые задачи в подавляющем большинстве случаев приводят к необходимости решения систем трансцендентных уравнений.

К числу обычно применяемых при этом численных методов относят метод Ньютона и его модификации, градиентные методы с линейным и квадратичным прогнозом шага, метод Стеффенсона и др.

В качестве критериальной функции (экстремум которой должен быть гарантирован в результате поиска решения), как правило, используют минимизируемый суммарный расход топлива.

Анализ состава исходных данных дает основание утверждать [57, 65], что среди них существуют две группы:

- определяемые в процессе установления попадающей траектории (время старта  $t_{ст}$ , азимут прицеливания  $A_0$ , настроечные параметры программы изменения угла тангажа  $\vartheta_{пр}$  и рыскания  $\psi_{пр}$ , тяги двигателя  $P$  и др.);

– определяемые при известных параметрах попадающей траектории (расход компонентов топлива по ступеням, значения частных производных элементов орбиты КА по параметрам движения РН в конце активного участка, априорные характеристики точности выведения КА на орбиту и др.).

Если обозначить через  $N$  все исходные данные, определяемые на стадии разработки предполетного БО, то данные, получаемые в процессе расчета попадающей траектории, без которых она не может быть найдена (называемые *установочными данными*), будут характеризоваться вектором  $n$ , причем  $n \subset N$ .

Если размерность вектора-столбца  $n$  установочных данных  $k$  соответствует размерности вектора-столбца граничных условий  $q$ , равного  $l$ , т. е. ( $k = l$ ), то имеем краевую задачу. Если же  $k > l$ , то приходим к постановке задачи поиска условного экстремума функции многих переменных. Если  $k < l$ , решение задачи отсутствует, и чтобы сделать ее корректной, необходимо уменьшить число граничных условий до выполнения условия  $k \geq l$ .

При этом следует учитывать, что число граничных условий на правом конце будет зависеть не только от элементов орбиты выведения КА, но и от координат зон отчуждения отработавших ступеней РН (см. § 12.8).

Помимо указанных в вектор установочных данных будут входить время старта  $t_{ст}$ , счетное количество значений аргументов прицеливания  $A_{0i}$ , настроенные параметры управляющей функции  $\Phi^*$ , по которой формируется главная команда на обнуление тяги ДУ [26, 57], и ряд других величин, зависящих от реализуемого принципа и закона управления. Количество их для разных типов РН будет неодинаковым.

Следующим важным аспектом решаемой задачи является определение влияния установочных данных на элементы орбиты КА. Влияние того или иного параметра из множества параметров  $n$  на какую-либо их функцию в первом приближении можно оценить на основе методов теории чувствительности [26, 57].

Поскольку вектор граничных условий в конце участка выведения однозначно определяется (в детерминированной постановке) алгебраически заданными функциями вектора установочных данных, т. е.  $q = q(n)$ , то оценивать влияние установочных данных на граничные

условия выведения удобнее с помощью квадратной матрицы влияния вида  $\mathbf{Q}_n = \left\{ \frac{\partial q_i}{\partial n_j} \right\}$  при  $i, j = 1, \dots, k$  для случая краевой задачи и

прямоугольной матрицы  $\mathbf{Q}_n = \left\{ \frac{\partial q_i}{\partial n_j} \right\}$  при  $i = 1, \dots, k$  и  $j = 1, \dots, l$

для решения задачи поиска экстремума критериальной функции.

Методы построения соответствующих матриц влияния подробно рассмотрены в [57, 65]. Там же приведены описание применяемых на практике алгоритмов решения задач определения установочных данных и достаточно полная характеристика математических и технологических методов решения краевых задач и задач поиска условного экстремума применительно к БО пуска РН.

Мы ограничимся кратким изложением наиболее употребительного подхода к определению установочных данных методом Ньютона относительно решения краевой задачи ( $k = l$ ).

Поскольку задача поиска попадающей траектории для данной постановки относится к числу обратных задач баллистики [27], т. е. к задаче определения обратной функции  $\mathbf{n}(\mathbf{q})$  какого-то одного варианта задания вектора  $\mathbf{q}$ , обозначенного  $\mathbf{q}_{\text{зад}}$ , то она сводится к нахождению корней системы трансцендентных уравнений вида

$$\boldsymbol{\varphi}(\mathbf{n}) = \mathbf{q}(\mathbf{n}) - \mathbf{q}_{\text{зад}}. \quad (12.59)$$

Положим, что в некоторой выпуклой области  $\Phi$ , содержащей решение  $\mathbf{n}^{(*)}$  системы (12.59), функции  $\varphi_i(\mathbf{n})$ ,  $i = 1, \dots, k$ , непрерывны, имеют непрерывные частные производные первого порядка и в точке  $\mathbf{n} = \mathbf{n}^{(*)}$  матрица  $\mathbf{Q}_n = \left\{ \frac{\partial \varphi_i}{\partial n_j} \right\} = \left\{ \frac{\partial q_i}{\partial n_j} \right\}$ ,  $i, j = 1, \dots, k$ , не вырождена. Тогда в окрестности  $\mathbf{n}^*$  она будет иметь обратную матрицу  $\mathbf{Q}_n^{-1}$ .

В этом случае решение  $\mathbf{n}^{(*)}$  системы (12.59) будет и решением векторного уравнения  $\mathbf{n} = \mathbf{n}^{(0)} - \mathbf{Q}_n^{-1} \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{n})$ . Если  $\mathbf{n}^{(0)}$  есть некоторое начальное приближение для решения  $\mathbf{n}^{(*)}$ , то для отыскания по-

следнего с некоторой наперед заданной точностью  $\varepsilon$  можно построить итерационный процесс типа

$$\mathbf{n}^{(m+1)} = \mathbf{n}^{(m)} - \mathbf{Q}_n^{-1}(\mathbf{n}^{(m)}) \varphi(\mathbf{n}^{(m)}), \quad m = 1, 2, \dots \quad (12.60)$$

Итерационный метод поиска решения, в котором используется схема последовательных приближений типа (12.60), называется методом Ньютона для решения системы уравнений (12.59).

Посредством обратных преобразований векторное уравнение (12.60) может быть приведено к системе линейных алгебраических уравнений, разрешаемых относительно элементов вектора  $\mathbf{n}^{(m+1)}$ :

$$\sum_{j=1}^k \left( \frac{\partial q_i}{\partial n_j} \right)^{(m)} n_j^{(m+1)} = \sum_{j=1}^k \left( \frac{\partial q_i}{\partial n_j} \right)^{(m)} n_j^{(m)} + q_{i\text{зад}} - q_i(\mathbf{n})^{(m)}, \quad (12.61)$$

$$i = 1, \dots, k; \quad m = 0, 1, 2, \dots$$

Процесс определения корней  $\mathbf{n}^{(*)}$  системы (12.59), к которому сводится расчет установочных данных, заканчивается, когда разность  $\mathbf{q}(\mathbf{n}) - \mathbf{q}_{\text{зад}} \leq \varepsilon$ .

## 12.8. БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ЗОН ОТЧУЖДЕНИЯ ДЛЯ ПАДЕНИЯ ОТРАБОТАВШИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

В процессе выведения КА на орбиту отработавшие ступени либо ускорители первой и второй ступеней РН должны падать в специально отведенные для этих целей районы, где они не нанесут какого-либо вреда.

Обоснование границ зон отчуждения начинается на начальном этапе проектирования КА и выбора для него соответствующего типа РН. Исходя из целевого назначения КА и тактико-технических требований к нему выбирают несколько орбит с разными наклонениями  $i$ , удовлетворяющих данному типу КА.

Далее рассчитывают попадающую траекторию и по методике, изложенной в предыдущем параграфе, находят необходимые установочные данные на пуск РН для выбранных орбит.

Однако с учетом баллистического обоснования зон отчуждения попадающую (выводящую) траекторию приходится трактовать уже как ветвящуюся.

Число граничных условий на правом конце, определяемое элементами требуемой орбиты (их, как известно, шесть), дополняется координатами разрешенных точек падения отработавших ускорителей первой и второй ступеней трехступенчатой РН или только первой ступени двухступенчатой РН. Как правило, задают лишь угловые дальности соответствующих ускорителей. Боковое отклонение от плоскости выведения отрабатывается программой по углу рыскания и заданием азимута  $A_0$ , количество возможных значений которого для конкретного старта является дискретно-счетным (обычно [65] не более пяти значений).

Для полученных вариантов установочных данных путем интегрирования методом Рунге–Кутты [26, 27] исходной системы дифференциальных уравнений движения РН на участке выведения и отработавших ускорителей ступеней на участках свободного падения в расчетных условиях определяют центры эллипсов рассеивания точек падения этих отработавших ступеней  $\mathcal{C}_I$  и  $\mathcal{C}_{II}$  (рис. 12.8).

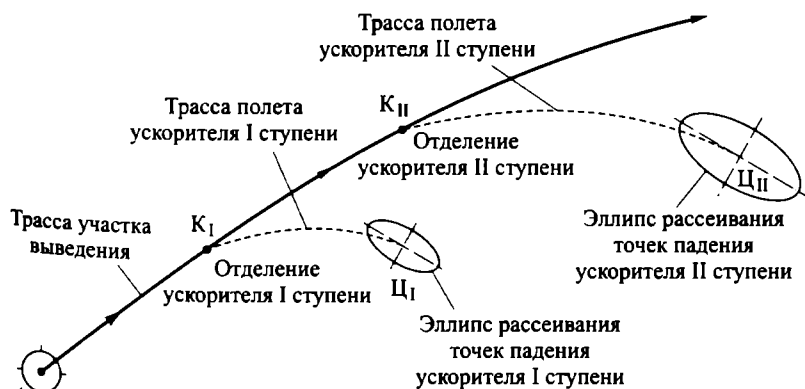


Рис. 12.8. Трассы полета и эллипсы рассеивания отработавших ускорителей и ступеней РН

С помощью метода статистических испытаний [27] находят корреляционные матрицы координат точек падения ступеней, т. е. оценивают дисперсии геодезической широты и долготы точек па-

дения и их взаимно корреляционный момент, определяющий ориентацию осей эллипсов рассеивания относительно азимута пуска.

Зная средние квадратические отклонения (СКО), нетрудно установить (на основе закона  $\pm 3\sigma$ ) предельные размеры эллипсов.

Указанные предельные теоретически рассчитанные области рассеивания служат основой для выбора границ зон отчуждения, которые обычно назначают с двойным запасом по отношению к полученным эллипсам рассеивания.

## Глава 13

# **ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ СТРУКТУР МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ\***

---

### **13.1. ПОНЯТИЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Под математической моделью движения (ММД) КА принято понимать объективную схематизацию движения КА, отражающую с требуемым уровнем адекватности реальный процесс и позволяющую проводить необходимые вычисления с наперед заданной точностью.

Согласно приведенной формулировке, ММД КА, как правило, содержит:

- систему дифференциальных (обыкновенных или стохастических) уравнений движения КА;
- систему уравнений (соотношений), определяющих действующие на КА силы и моменты и методы учета их в правых частях уравнений движения;
- метод решения дифференциальных уравнений движения, обеспечивающий требуемую арифметическую точность определения параметров движения.

Для обеспечения необходимого уровня адекватности модели реальному процессу (который может отличаться на разных этапах жизненного цикла изделия) ММД подразделяют на детерминированные, стохастические и неопределенные [17, 25].

---

\* Частично использованы материалы, предоставленные д-ром техн. наук, проф. В.В. Бетановым.

К детерминированным моделям относят те, для которых существует однозначная детерминированная связь параметров движения КА  $q_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 6$ ) и времени  $t$  на рассматриваемом отрезке  $[0, t]$ . Для детерминированных моделей силы и моменты, действующие на КА в полете, имеют только детерминированную составляющую, т. е. характер зависимости от параметров движения, условий полета и времени заранее известен.

Система уравнений движения КА при использовании детерминированной ММД имеет в общем случае следующий вид:

$$\frac{d^2 \mathbf{q}}{dt^2} = \mathbf{f}[\mathbf{q}(t), \boldsymbol{\lambda}, t], \quad (13.1)$$

где начальное условие  $\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q}_0$  (задано);  $\mathbf{q}(t)$  – шестимерный вектор параметров движения;  $\boldsymbol{\lambda}$  –  $n$ -мерный вектор модели сил, действующих на КА;  $\mathbf{q}_0$  – вектор начального состояния.

Использование детерминированной модели не всегда позволяет определить движение КА с требуемой точностью. Так, случайные флуктуации плотности атмосферы могут вызвать существенные изменения траектории движения или орбиты КА (особенно на длительных интервалах). В этих условиях для определения движения по результатам ИТНП, выполненных на достаточно больших интервалах времени наблюдения, можно использовать модель в виде дифференциальных уравнений движения, содержащую случайные величины или функции, называемую стохастической моделью движения [25].

Таким образом, если априори до статистической обработки измерений принято, что движение КА совершается под действием системы сил, из которых хотя бы одна описывается зависимостью, содержащей случайные величины или функции, то для определения движения КА по результатам ИТНП должна использоваться стохастическая модель ММД КА.

Стохастическая модель движения может быть представлена также уравнениями вида (13.1), но в этом случае параметры  $\lambda_i$ , которые характеризуют действующие на КА силы, описываемые в стохастической модели случайными функциями, должны быть заменены постоянными параметрами  $\lambda_i$ , определяющими эти функции. Детерминированные и стохастические ММД делят на динамические и конечные (аналитические).

К динамическим относят модели, включающие дифференциальные уравнения, не допускающие в общем случае получения интегралов в конечном виде. Конечные аналитические модели записывают с помощью системы аналитических выражений, получаемых в результате аналитического интегрирования системы (13.1):

$$\mathbf{q}(t) = \varphi(t, \mathbf{q}_0, \lambda). \quad (13.2)$$

Примером конечных аналитических моделей служат модели кеплеровского движения.

Задачи определения движения КА могут решаться в условиях известной или заданной и неизвестной структуры модели движения. К определенным ММД относят обычно все рассмотренные выше модели. Такие модели соответствуют случаю нормального движения КА. В нештатных ситуациях реальное движение может сильно отличаться от расчетного. Это происходит из-за отказа отдельных систем КА или выхода за допустимые пределы возмущающих факторов. В этих случаях ММД становится частично или полностью неопределенной.

Неопределенные модели делят на формальные (с формальной структурой) и факторные (с факторной структурой). Они записываются в виде аналитических соотношений, линейных по отношению к вектору неизвестных формальных коэффициентов или вектору факторов, о котором заранее известно, что он распределен по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и единичной ковариационной матрицей.

Переход к формальным (факторным) моделям используют также, когда заданная структура модели слишком сложна или нет необходимости привлечения динамической модели. Подобные случаи встречаются обычно при предварительной обработке ИТНП с целью анализа ошибок или сглаживания результатов измерения.

В настоящее время наиболее употребительными в БНО управления космическим полетом являются детерминированные динамические модели движения, поэтому в дальнейшем, говоря о ММД, будем иметь в виду именно их.

Математические модели движения обычно должны:

- однозначным образом и с требуемым уровнем точности описывать действительное движение КА (условие адекватности);
- быть достаточно простыми в вычислительном отношении.

Для выполнения указанных требований необходимо корректно подходить к выбору рациональных структур моделей, а также метода их решения.

### 13.2. КРИТЕРИИ И МЕТОДЫ СРАВНЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДВИЖЕНИЯ

При выборе ММД для решения различных задач БНО главное – требуемая точность и оперативность определения движения КА, т. е. решение задачи, предполагающей следующую постановку.

Существует математическая модель движения КА и заданы требования к точности и оперативности определения движения, т. е. заданы допустимые значения погрешностей расчета некоторых параметров движения:

$$|\delta q_j| \leq \varepsilon_j, \quad j = 1, 2, \dots, N, \quad (13.3)$$

а также временные ограничения на расчет параметров, необходимых для управления КА.

Требуется установить, является ли выбранная модель адекватной реальному движению. Под реальным движением будем понимать действительное движение центра масс КА, характеризуемое траекторными измерениями.

Для решения задачи проведем предварительный анализ ММД, заключающийся в оценке невырожденности модели, затрат машинного времени на интегрирование СДУ, точностных характеристик, а также удобства применения модели.

Невырожденными ММД обычно называют такие, которые допускают определение полной системы параметров движения во всей области их возможных значений. Нарушение этого свойства свидетельствует о том, что правые части хотя бы одного уравнения терпят разрыв второго рода при некоторых значениях параметров, и модель становится вырожденной по какому-либо параметру. Иными словами, ММД может считаться невырожденной, если существует единственное решение уравнений этой модели в области возможных значений параметров движения.

Одним из наиболее сложных аспектов задачи выбора ММД КА является оценка ее точностных характеристик, т. е. проверка справедливости в некотором временном интервале неравенства (13.3):

$$|\delta q_j| \leq \epsilon_j, \quad j = 1, 2, \dots, N.$$

При этом под  $\delta q_j$  понимается разность

$$\delta q_j = q_j^{\text{н}} - q_j^{\text{р}}, \quad (13.4)$$

где  $q_j^{\text{н}}$ ,  $q_j^{\text{р}}$  – измеренные и расчетные значения параметров движения соответственно.

Под измеренными значениями параметров движения обычно понимают полученные в результате определения движения КА по ИТНП. В этом случае значения параметров  $q_j^{\text{н}}$  содержат и погрешности определения движения по ИТНП  $\delta q_j^{\circ}$ , в которые составной частью входят и погрешности модели. Влияние этих погрешностей на точность определения движения будет рассмотрено ниже, здесь же отметим, что для корректного решения задачи необходимо оценить погрешности определения движения КА по ИТНП и вычесть ее из суммарной  $\delta q_j^{\circ}$ . Оценку погрешностей определения параметров движения по ИТНП можно провести с использованием, например, методик, изложенных в [17, 34, 84].

Под расчетными значениями параметров движения обычно понимают значения, полученные в результате интегрирования СДУ КА, т. е. в результате прогнозирования движения центра масс КА.

В этом случае расчетные (прогнозируемые) значения параметров движения будут содержать погрешности метода интегрирования  $\delta q_j^{\text{инт}}$  и некорректного учета сил  $\delta q_j^{\text{с}}$ , действующих на КА в полете. Таким образом, если исключить погрешности определения  $\delta q_j^{\circ}$  или пренебречь ими, можно записать

$$\delta q_j = \delta q_j^{\text{инт}} + \delta q_j^{\text{с}}. \quad (13.5)$$

Для получения решения СДУ (13.1) обычно используют три группы приближения методов интегрирования: аналитические, численные и комбинированные.

К первой группе относят методы аналитического интегрирования, основанные на использовании метода Пикара либо метода

Пуанкаре. Уменьшение методической погрешности  $\delta q_j^{\text{инт}}$  в этом случае связано, как правило, с увеличением числа приближений при интегрировании, что, в свою очередь, чрезвычайно осложняет выражение для вычисления параметров движения особенно при учете достаточно большого спектра возмущений. Это несколько затрудняет широкое применение аналитических методов.

Для численного решения СДУ (13.1) применяют разные методы, которые условно делят на основные подгруппы:

явные одношаговые методы, использующие для вычислений очередного значения функции только одно ее значение в предыдущей точке. Эти методы позволяют изменять шаг интегрирования в любой точке и имеют достаточно большую область устойчивости. Типичными для этой группы являются методы Рунге–Кутта, Бутчера и Булирша–Штера, широко распространенные на практике;

неявные одношаговые методы (метод Эверхарта) – разновидность первой группы методов, – использующие разложения по степеням независимой переменной, не являющиеся рядом Тейлора, для построения алгоритма. В этих методах сходимость вычислительной процедуры и точность вычислений определяются, в основном, выбором начального шага интегрирования;

методы, использующие для вычислений значения функции и ее производной в нескольких предыдущих точках. Эти методы обладают пониженной устойчивостью. Для начала процесса интегрирования посредством многоточечных методов значения функций и производных в предыдущих точках вычисляют однократными методами. Примером может служить метод Адамса, «разгонное» начало которого обычно проводится методом Рунге–Кутта.

Выбор того или иного метода интегрирования может быть выполнен сравнением результатов интегрирования с точным решением. Если точного решения не существует, то в качестве такового может быть принято полученное с помощью некоторого проверенного (эталонного) метода.

Суть третьей группы методов решения СДУ (13.1) заключается в комбинации численного и аналитического решений. Для вычисления параметров движения применяют достаточно простые аналитические зависимости, использующие первое приближение Пикара, а уменьшение погрешности  $\delta q_j^{\text{инт}}$  достигается уточнением

аналитических расчетов численным решением в некоторые моменты времени.

Уменьшение значения  $\delta q_j^c$  в выражении (13.5) связано, во-первых, с полнотой учета перечисленных возмущений и, во-вторых, зависит от точного знания составляющих (констант и зависимостей), описывающих эти возмущения.

Процесс выбора возмущающих факторов заключается в учете тех или иных возмущений и анализе выражения (13.5). Этому предшествует оценка погрешности  $\delta q_j^{\text{инт}}$ .

### 13.3. ТРЕБОВАНИЯ К ОРГАНИЗАЦИИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ В КОМПЛЕКСЕ ПРОГРАММ СЛОЖНОЙ СТРУКТУРЫ

На основании анализа общности и особенностей построения известных моделей движения современных и перспективных КА могут быть определены следующие требования к унифицированной численной математической модели движения:

- гибкость, позволяющая легко организовать моделирование движения путем программной реализации только особенностей (если таковые имеются), присущих моделям конкретных аппаратов. Гибкость модели должна способствовать удобству и малой трудоемкости выбора состава учитываемых сил на заданном множестве и изменению его в процессе моделирования движения, а также расширению возможностей ММД без каких-либо изменений разработанных ранее целевых программ комплекса БНО;

- интегрирование СДУ, описывающей движение КА, выбранным пользователем методом на рассматриваемом множестве, обеспечивающем решение всех возлагаемых на комплекс задач, с заданным или автоматически выбираемым шагом;

- возможность выбора произвольного подмножества подлежащих учету факторов из заданного множества посредством организации вычислений значений правых частей СДУ;

- доступность интерполирования вычислений по задаваемым пользователем исходным данным решения задач целевой программы;

- удобство формирования задания на расчет путем представления списков признаков дифференцируемых величин и аргументов,

по которым вычисляют производные; использование различных методов вычислений частных производных (методы конечных разностей, аналитические, специальные и комбинированные); способность установления набора включаемых пользователем в списки дифференцируемых величин и аргументов, обеспечивающих решение всех задач, возлагаемых на комплекс (набор должен быть легко дополняемым путем введения новых признаков параметров и включения в библиотеку комплекса соответствующих блоков вычисления частных производных) посредством организации вычислений матриц частных производных.

Как показали выполненные исследования [15], указанным требованиям в значительной степени удовлетворяют системы дифференциальных уравнений движения КА в неособенных переменных или ММД, разрабатываемые на их основе.

Однако рассмотрение типовых структур ММД мы начнем с их классического представления в качестве дифференциальных уравнений движения КА в поле тяготения центрального тела под действием сил, определяемых потенциальной функцией  $\Pi_r$ , и совокупности сил  $F$ , не обладающих потенциалом.

### 13.4. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПРЯМОУГОЛЬНЫХ КООРДИНАТАХ

Движение бесконечно малой массы в поле тяготения притягивающего тела с массой  $M$  типа (13.1) может быть представлено в виде

$$\frac{d^2}{dt^2} \mathbf{x}(t) = -\frac{\partial \Pi_r}{\partial \mathbf{x}} + \mathbf{F}, \quad (13.6)$$

где  $\mathbf{x}(t) = \{x(t), y(t), z(t)\}$  – вектор-столбец, характеризующий положение КА в инерциальной системе координат;  $\Pi_r$  – потенциал силы несферического гравитационного поля тяготения Земли;  $F$  – все остальные силы, включая влияние Луны и Солнца, положение которых задается либо таблично, либо в виде рядов, полученных вне задачи о движении ИСЗ.

При движении КА по низким орбитам ему присущи определенные соотношения внешних воздействий, испытываемых в полете (влияния притяжения Луны, Солнца и давления солнечного света на низких орбитах уступают влиянию атмосферы).

Перейдя к проекциям на оси инерциальной системы координат (СК), связанной с Землей, имеем

$$\begin{aligned}\frac{d\dot{x}}{dt} &= -\frac{\partial \Pi_T}{\partial x} + F_x, & \dot{x} &= \frac{dx}{dt}; \\ \frac{d\dot{y}}{dt} &= -\frac{\partial \Pi_T}{\partial y} + F_y, & \dot{y} &= \frac{dy}{dt}; \\ \frac{d\dot{z}}{dt} &= -\frac{\partial \Pi_T}{\partial z} + F_z, & \dot{z} &= \frac{dz}{dt}.\end{aligned}\quad (13.7)$$

Члены правых частей первых трех уравнений  $\left(-\frac{\partial \Pi_T}{\partial x}, -\frac{\partial \Pi_T}{\partial y}, -\frac{\partial \Pi_T}{\partial z}\right)$  представляют собой проекции ускорений на оси инерциальной системы координат, обусловленные силой тяготения Земли.

Члены  $F_x, F_y, F_z$  — проекции ускорения торможения от силы лобового сопротивления атмосферы, действующей на КА.

Поскольку низкоорбитальные ИСЗ движутся на высотах  $h = 200 \dots 1000$  км, основными источниками возмущений на таких расстояниях от Земли являются несферичность планеты и сопротивление атмосферы. Превалирует несферичность Земли. Сопротивление атмосферы существенно до высоты 500...600 км и оказывает влияние на движение на высотах до 1500 км. Хотя возмущения, обусловленные несферичностью Земли, значительно больше возмущений из-за сопротивления атмосферы, они не «разрушают» орбиту спутника, а только деформируют и поворачивают ее в пространстве. Торможение же в атмосфере даже на больших высотах (1000...1500 км) изменяет форму орбиты спутника и, по сути, определяет продолжительность его существования.

В настоящее время разработано большое количество математических моделей потенциального поля тяготения Земли. Мы ограничимся рассмотрением частной формы моделей, представляемых через сферические шаровые функции, которые выражаются через присоединенные функции Лежандра, точнее, нормированные коэффициенты и присоединенные ассоциативные функции Лежандра:

$$\begin{aligned}
 \Pi_T = \frac{fM}{r} \left[ 1 + \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_{\text{гц}}) \times \right. \\
 \left. \times (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda_{\text{гц}} + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda_{\text{гц}}) \right], \quad (13.8)
 \end{aligned}$$

где  $fM = (3986004,418 \pm 0,008) \cdot 10^8$  – геоцентрическая гравитационная постоянная Земли,  $\text{м}^3/\text{с}^2$ ;  $a$  – большая полуось эллипсоида Земли;  $r$  – модуль радиуса-вектора в связанной СК;  $\bar{C}_{nm}$ ,  $\bar{S}_{nm}$  – нормированные безразмерные числовые коэффициенты;  $\varphi_{\text{гц}}$  – геоцентрическая широта;  $\lambda_{\text{гц}}$  – геоцентрическая долгота;  $\bar{P}_{nm}(\sin \varphi_{\text{гц}})$  – нормированная присоединенная функция Лежандра порядка  $n$  степени  $m$ .

Нормированная присоединенная функция Лежандра вычисляется по следующей формуле:

$$\bar{P}_{nm}(\sin \varphi_{\text{гц}}) = \sqrt{\frac{(n-m)!(2n+1)k}{(n+m)!}} P_{nm}(\sin \varphi_{\text{гц}}), \quad (13.9)$$

где  $k = \begin{cases} 1, & m=0; \\ 2, & m \neq 0; \end{cases}$   $P_{nm}(\sin \varphi_{\text{гц}})$  – присоединенная функция Лежандра,

$$P_{nm}(\sin \varphi_{\text{гц}}) = (1 - \sin^2 \varphi_{\text{гц}})^{\frac{m}{2}} \frac{d^m}{d(\sin \varphi_{\text{гц}})^m} [P_n(\sin \varphi_{\text{гц}})]. \quad (13.10)$$

Здесь  $P_n(\sin \varphi_{\text{гц}})$  – полиномы Лежандра,

$$\begin{aligned}
 P_n(\sin \varphi_{\text{гц}}) &= \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n}{d(\sin \varphi_{\text{гц}})^n} (\sin^2 \varphi_{\text{гц}} - 1)^n = \\
 &= \sum_{r=0}^n (-1)^r \frac{(2n-2r)!}{2^n r! (n-r)! (n-2r)!} \sin^{n-2r} \varphi_{\text{гц}}. \quad (13.11)
 \end{aligned}$$

Следует отметить, что функция потенциала поля тяготения Земли теоретически верна для точек  $r \geq a$ . Также ее можно использовать вблизи поверхности Земли с небольшими ошибками, но для точек, находящихся ниже поверхностного уровня, она не применима.

Нормированные коэффициенты определяют следующим образом:

$$\left| \frac{\bar{C}_{nm}}{\bar{S}_{nm}} \right| = \sqrt{\frac{(n+m)!}{(n-m)! (2n+1)k}} \left| \frac{C_{nm}}{S_{nm}} \right|, \quad (13.12)$$

где  $C_{nm}$ ,  $S_{nm}$  – гравитационные коэффициенты, определяемые моделью потенциального поля тяготения Земли.

При использовании модели WGS84 ГПЗ число слагаемых степенного разложения в (13.8) обычно рекомендуется ограничивать значениями  $n = m = 36$ . Это связано с тем, что уровень точности коэффициентов  $\bar{C}_{nm}$  и  $\bar{S}_{nm}$  при  $n > 36$  в этой модели не приводит при их учете к повышению точности моделирования силовой функции ГПЗ. При расчете траекторий движения РН КА, а также при проектных баллистических исследованиях орбит ИСЗ подобная точность оказывается более чем достаточной. При учете влияния потенциального поля Земли на движение КА потребуется вычислять частные производные потенциала по базисным направлениям СК, в которой ведется интегрирование системы уравнений, описывающих их движение.

Поскольку дифференцирование по координатам инерциальной СК затруднительно, часто используется прием, связанный с введением потенциальной СК, оси которой образуют направления, соответствующие увеличению угла широты, угла долготы и уменьшению радиуса-вектора в данной точке пространства связанной СК.

Для уяснения физического смысла принятого к рассмотрению выражения, описывающего потенциал поля тяготения Земли, обсудим структуру разложения данного потенциала.

Все члены разложения можно разделить на три группы.

1. Зональные гармоники (рис. 13.1). Пусть  $m = 0$ , тогда имеем члены вида

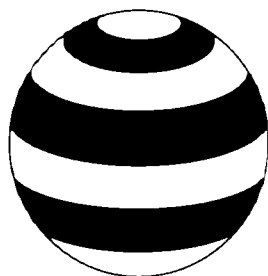


Рис. 13.1. Положительные и отрицательные значения зональных гармоник ( $n = 4$ )

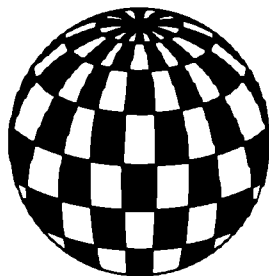


Рис. 13.2. Положительные и отрицательные значения тессеральных гармоник ( $n = 4$ ;  $m = 10$ )

$$\frac{fM}{r} \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_{\text{ГЦ}}) \bar{C}_{nm}. \quad (13.13)$$

Поскольку полином Лежандра  $P_n$  имеет  $n$  действительных корней, по абсолютной величине меньших единицы, функция  $P_n(\sin \varphi)$  на сфере будет менять знак на  $n$  параллелях. Таким образом, сфера разделится на  $n + 1$  широтные зоны, в которых определяющий член будет принимать попеременно положительные и отрицательные значения. Этот член называется зональной гармоникой порядка  $n$ .

2. Тессеральные гармоники (рис. 13.2). Пусть при  $0 < m < n$  имеем члены

$$\begin{aligned} \frac{fM}{r} \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_{\text{ГЦ}}) \bar{C}_{nm} \cos m\lambda_{\text{ГЦ}}, \\ \frac{fM}{r} \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_{\text{ГЦ}}) \bar{S}_{nm} \sin m\lambda_{\text{ГЦ}}, \end{aligned} \quad (13.14)$$

которые обращаются в нуль на  $n - m$  параллелях, определяемых уравнением

$$\frac{d^m P_n(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)^m} = 0, \quad (13.15)$$

и  $2m$  меридианах:  $\cos m\lambda = 0$ ,  $\sin m\lambda = 0$ .

3. Секторальные гармоники (рис. 13.3). Пусть, наконец,  $m = n$ . Тогда имеем следующие члены:

$$\frac{fM}{r} \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nn}(\sin \varphi_{\Gamma}) \bar{C}_{nn} \cos n\lambda_{\Gamma}; \quad (13.16)$$

$$\frac{fM}{r} \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nn}(\sin \varphi_{\Gamma}) \bar{S}_{nn} \sin n\lambda_{\Gamma}; \quad (13.17)$$

$$\frac{d^n P_n(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)^n} = \text{const.} \quad (13.18)$$

В этом случае, поскольку порядок дифференцирования и порядок полинома совпадают, определяющие члены обращаются в нуль только на меридианах, когда  $\cos n\lambda = 0$  или  $\sin n\lambda = 0$ .

Итак, можно сделать вывод, что первый член слагаемого  $P_7$  представляет собой потенциал шара со сферическим распределением плотности, а все остальные члены характеризуют отличие Земли от тела сферической формы.

Второе слагаемое определяет зональную гармонику, характеризующую полярное сжатие Земли. Тессеральные и секторальные гармоники будут характеризовать отклонение формы Земли от формы динамически симметричного тела относительно оси вращения. Зональные гармоники, для которых  $n$  нечетно, и тессеральные гармоники, для которых нечетна разность  $(n-m)$ , определяют асимметрию Земли относительно экватора.

Для удобства введем обозначение

$$V_{nm} = \left( \frac{a}{r} \right)^n P_{nm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda). \quad (13.19)$$

Тогда частная производная от потенциала по модулю радиуса-вектора будет иметь следующий вид:



Рис. 13.3. Положительные и отрицательные значения секторальных гармоник ( $m = 10$ )

$$\frac{\partial \Pi_r}{\partial r} = -\frac{fM}{r^2} \left( 1 + \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n V_{nm} \right) + \frac{fM}{r} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \frac{\partial V_{nm}}{\partial r}, \quad (13.20)$$

а частная производная от  $V_{nm}$  –

$$\frac{\partial V_{nm}}{\partial r} = \frac{-na^n}{r^{n+1}} \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda). \quad (13.21)$$

В итоге выражение частной производной для потенциала по модулю радиуса-вектора получим в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Pi_r}{\partial r} = & -\frac{fM}{r^2} \left( 1 + \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n V_{nm} \right) + \\ & + \frac{fM}{r} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \left[ \frac{-na^n}{r^{n+1}} \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \right]. \end{aligned} \quad (13.22)$$

Данная форма удобна для программной реализации, если функции  $V_{nm}$  и  $\frac{\partial V_{nm}}{\partial r}$  представить в виде матриц  $(N-2) \times N$ . Нормированная присоединенная функция Лежандра реализована, например, в пакете Matlab. Таким образом, расчет производной становится чисто технической процедурой.

Соответственно частная производная по направлению увеличения угла  $\lambda$  выразится следующим образом:

$$\frac{\partial \Pi_r}{\partial(r\lambda)} = \frac{\partial}{\partial(r\lambda)} \left[ \frac{fM}{r} \left( 1 + \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n V_{nm} \right) \right] = \frac{fM}{r} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \frac{\partial V_{nm}}{\partial(r\lambda)}. \quad (13.23)$$

С учетом того, что

$$\frac{\partial V_{nm}}{\partial(r\lambda)} = \frac{\partial V_{nm}}{\partial \lambda} \frac{\partial \lambda}{\partial(r\lambda)} = \frac{\partial V_{nm}}{\partial \lambda} \frac{1}{r}, \quad (13.24)$$

имеем

$$\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial(r\lambda)} = \frac{\partial}{\partial(r\lambda)} \left[ \frac{fM}{r} \left( 1 + \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n V_{nm} \right) \right] = \frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \frac{\partial V_{nm}}{\partial(r\lambda)}. \quad (13.25)$$

В свою очередь,

$$\frac{\partial V_{nm}}{\partial \lambda} = \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) m (-\bar{C}_{nm} \sin m\lambda + \bar{S}_{nm} \cos m\lambda). \quad (13.26)$$

Общий вид производной таков:

$$\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial(r\lambda)} = \frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \left[ m \left( \frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) (-\bar{C}_{nm} \sin m\lambda + \bar{S}_{nm} \cos m\lambda) \right]. \quad (13.27)$$

Частная производная по направлению увеличения угла широты выразится так:

$$\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial(r\varphi)} = \frac{\partial}{\partial(r\varphi)} \left[ \frac{fM}{r} \left( 1 + \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n V_{nm} \right) \right] = \frac{fM}{r} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \frac{\partial V_{nm}}{\partial(r\varphi)}, \quad (13.28)$$

или, с учетом

$$\frac{\partial V_{nm}}{\partial(r\varphi)} = \frac{\partial V_{nm}}{\partial \varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial(r\varphi)} = \frac{\partial V_{nm}}{\partial \varphi} \frac{1}{r}, \quad (13.29)$$

получим

$$\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial(r\varphi)} = \frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \frac{\partial V_{nm}}{\partial \varphi}. \quad (13.30)$$

Рассмотрим значение частной производной для  $V_{nm}$ :

$$\frac{\partial V_{nm}}{\partial \varphi} = \left( \frac{a}{r} \right)^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \frac{\partial \bar{P}_{nm}(\sin \varphi)}{\partial \varphi}. \quad (13.31)$$

Из выражения для нормированной присоединенной функции Лежандра (13.9) имеем

$$\frac{\partial \bar{P}_{nm}(\sin \varphi)}{\partial \varphi} = \sqrt{\frac{(n-m)! (2n+1)k}{(n+m)!}} \frac{\partial P_{nm}(\sin \varphi)}{\partial \varphi}. \quad (13.32)$$

Воспользовавшись выражением для присоединенной функции Лежандра (13.10)  $P_{nm}(\sin \varphi) = (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m}{2}} \frac{d^m}{d(\sin \varphi)^m} P_n(\sin \varphi)$ , получим ее частную производную в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial P_{nm}(\sin \varphi)}{\partial \varphi} &= \frac{m}{2} (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m-2}{2}} (-2) \sin \varphi \cos \varphi \frac{d}{d(\sin \varphi)^m} P_n(\sin \varphi) + \\ &+ (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m-2}{2}} \frac{d}{d(\sin \varphi)^{m+1}} P_n(\sin \varphi) \cos \varphi = \\ &= \cos \varphi (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m}{2}} \left[ -m \sin \varphi (1 - \sin^2 \varphi)^{-1} \frac{d^m P_n(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)^m} + \right. \\ &+ \left. \frac{d^{m+1} P_n(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)^{m+1}} \right] = \cos \varphi (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m+1}{2}} \times \quad (13.33) \\ &\times \left[ -m \sin \varphi (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m-1}{2}} \frac{d^m P_n(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)^m} + \right. \\ &+ \left. (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{m+1}{2}} \frac{d^{m+1} P_n(\sin \varphi)}{d(\sin \varphi)^{m+1}} \right] = \\ &= \cos \varphi \left[ \frac{-m \sin \varphi}{1 - \sin^2 \varphi} P_{nm} \sin \varphi + (1 - \sin^2 \varphi)^{\frac{1}{2}} P_{nm+1}(\sin \varphi) \right] = \\ &= \frac{-m \sin 2\varphi}{2 - 2 \sin^2 \varphi} P_{nm}(\sin \varphi) + \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}} P_{nm+1}(\sin \varphi). \end{aligned}$$

Таким образом,

$$\frac{\partial P_{nm}}{\partial \varphi} = -\frac{m \sin \varphi \cos \varphi}{1 - \sin^2 \varphi} P_{nm}(\sin \varphi) + \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}}. \quad (13.34)$$

Тогда выражение для нормированной присоединенной функции Лежандра будет иметь вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{P}_{nm}}{\partial \varphi} &= \sqrt{\frac{(n-m)! (2n+1)k}{(n+m)!}} \frac{\partial P_{nm}}{\partial \varphi} = \\ &= -\frac{m \sin \varphi \cos \varphi}{1 - \sin^2 \varphi} \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) + \\ &+ \sqrt{\frac{(n-m)! (2n+1)k}{(n+m)!}} \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}} P_{nm+1}(\sin \varphi). \end{aligned} \quad (13.35)$$

Учитывая следующие выкладки:

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{(n-(m+1))! (2n+1)k}{(n+(m+1))}} &= \sqrt{\frac{(n-m)! (2n+1)k}{(n-m)(n+m)! (n+m+1)}} = \\ &= \sqrt{\frac{1}{(n-m)(n+m+1)}} \sqrt{\frac{(n-m)! (2n+1)k}{(n+m)!}}, \\ \sqrt{\frac{(n-m)! (2n+1)k}{(n+m)!}} &= \sqrt{(n-m)(n+m+1)} \sqrt{\frac{(n-(m+1))! (2n+1)k}{(n+(m+1))}}, \end{aligned} \quad (13.36)$$

окончательно получим

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{P}_{nm}}{\partial \varphi} &= -\frac{m \sin \varphi \cos \varphi}{1 - \sin^2 \varphi} \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) + \\ &+ \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}} \sqrt{(n-m)(n+m+1)} \bar{P}_{nm+1}(\sin \varphi). \end{aligned} \quad (13.37)$$

Подставим (13.37) в частную производную для  $V_{nm}$ , тогда

$$\frac{\partial V_{nm}}{\partial \varphi} = \left(\frac{a}{r}\right)^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \left[ -\frac{m \sin \varphi \cos \varphi}{1 - \sin^2 \varphi} \bar{P}(\sin \varphi) + \right. \\ \left. + \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}} \sqrt{(n-m)(n+m+1)} \bar{P}(\sin \varphi) \right]. \quad (13.38)$$

Общее выражение для частной производной потенциала примет вид

$$\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial (r\varphi)} = \frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \frac{\partial V_{nm}}{\partial \varphi} = \\ = \frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \left\{ \left(\frac{a}{r}\right)^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \left[ -\frac{m \sin \varphi \cos \varphi}{1 - \sin^2 \varphi} \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) + \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}} \sqrt{(n-m)(n+m+1)} \bar{P}_{nm+1}(\sin \varphi) \right] \right\}. \quad (13.39)$$

Рассчитав частные производные по выделенным выше направлениям, получим вектор ускорения, обусловленного влиянием поля тяготения в потенциальной СК:

$$\mathbf{a}_{\tau} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial (r\varphi)} \\ -\frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial (r\lambda)} \\ \frac{\partial \Pi_{\tau}}{\partial r} \end{bmatrix}. \quad (13.40)$$

Отсутствие минуса перед третьим компонентом вектора обусловлено тем, что ось  $OZ_{\pi}$  направлена против радиуса-вектора.

Для перехода к компонентам вектора ускорения в инерциальной СК воспользуемся матрицей перехода от потенциальной к инерциальной прямоугольной СК:

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = T_{\Pi \rightarrow \Pi} \cdot \mathbf{a}_T = T_{\Pi \rightarrow \Pi} \begin{bmatrix} a_{Tx_n} \\ a_{Ty_n} \\ a_{Tz_n} \end{bmatrix}. \quad (13.41)$$

В заключение отметим, что широко известная и часто применяемая на практике модель EGM96 ГПЗ, задана в связанной геоцентрической сферической СК.

Гравитационная модель Земли EGM96, представляющая собой результат разложения гравитационного потенциала Земли по сферическим гармоническим функциям, имеет порядок и степень данных функций, равные 360, и содержит 130 317 коэффициентов.

Для высокоточного определения и расчетов параметров орбит ИСЗ, осуществляемых при решении задач исполнительной баллистики, обычно рекомендуют 70 порядков и степень модели EGM96.

На рис. 13.4, 13.5 и 13.6 приведены графики проекций частных производных, соответствующих компоненте ускорения от силы притяжения для высот полета КА по круговой орбите малого удаления от поверхности Земли (~300 км), рассчитанные\* с учетом 100 гармоник разложения.

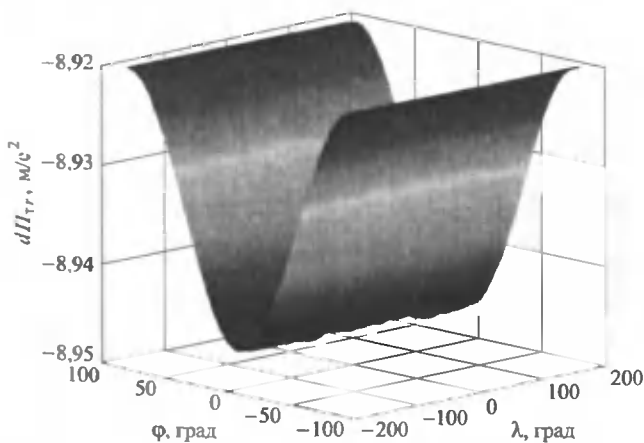
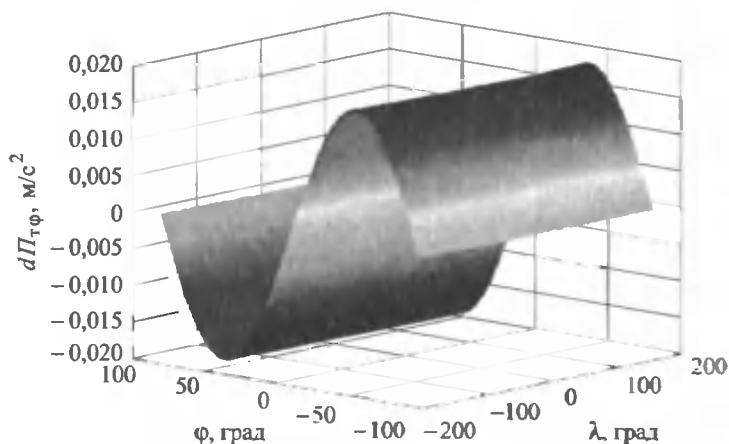
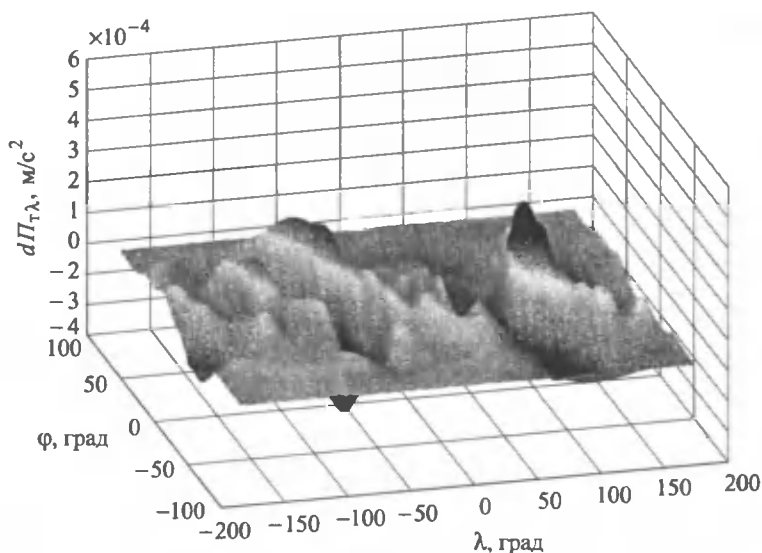


Рис. 13.4. Графическое изображение частной производной потенциала поля тяготения Земли по направлению увеличения радиуса-вектора, рассчитанной с учетом 100 гармоник разложения. Удаление от поверхности Земли ~300 км. Шаг сетки 1°

\* Разработка программ и проведение расчетов осуществлены инж. В.А. Федоровым.



**Рис. 13.5.** Графическое изображение частной производной потенциала поля тяготения Земли по направлению увеличения угла широты, рассчитанной с учетом 100 гармоник разложения. Удаление от поверхности Земли  $\sim 300$  км. Шаг сетки  $1^\circ$



**Рис. 13.6.** Графическое изображение частной производной потенциала поля тяготения Земли по направлению увеличения угла долготы, рассчитанной с учетом 100 гармоник разложения. Удаление от поверхности Земли  $\sim 300$  км. Шаг сетки  $1^\circ$

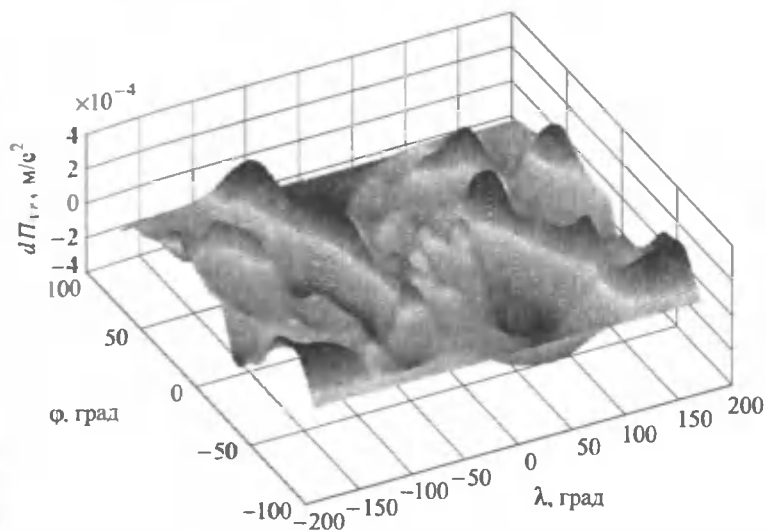


Рис. 13.7. Графическое изображение разности частных производных потенциала поля тяготения Земли по направлению увеличения радиуса-вектора, рассчитанных с учетом 100 и двух гармоник разложения.

Удаление от поверхности Земли ~300 км. Шаг сетки 1°

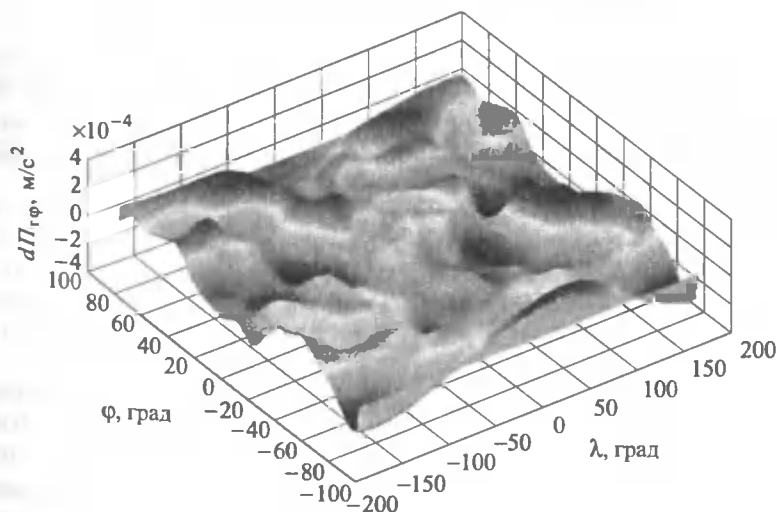
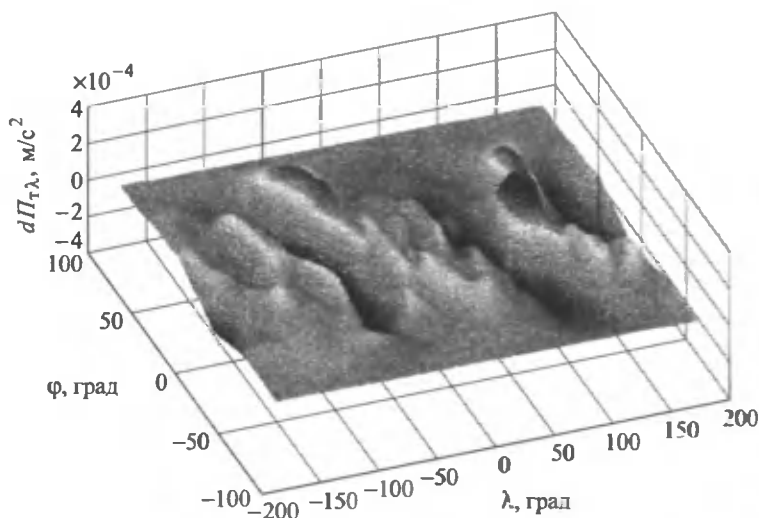


Рис. 13.8. Графическое изображение разности частных производных потенциала поля тяготения Земли по направлению увеличения угла широты, рассчитанных с учетом 100 и двух гармоник разложения. Удаление от поверхности Земли ~300 км. Шаг сетки 1°



**Рис. 13.9.** Графическое изображение разности частных производных потенциала поля тяготения Земли по направлению увеличения угла долготы, рассчитанных с учетом 100 и двух гармоник разложения. Удаление от поверхности Земли  $\sim 300$  км. Шаг сетки  $1^\circ$

Соответственно на рис. 13.7, 13.8 и 13.9 показаны графики разности производных потенциала, отражающие изменения в картине воздействия силы тяготения ГПЗ при учете 100 гармоник разложения потенциала ГПЗ по сравнению с разложением, учитывающим лишь две гармоники.

### 13.5. ПЕРЕХОД ОТ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ К СИСТЕМЕ ОСКУЛИРУЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

При известных параметрах движения, определенных в инерциальной СК, переход к любой другой системе представляет собой несложную техническую задачу. Ее решение базируется на использовании известных матриц направляющих косинусов, позволяющих осуществить операцию преобразования известного вектора к заданной отсчетной базе.

На практике чаще возникает необходимость в преобразовании инерциальных параметров к системе оскулирующих элементов.

Метод оскулирующих элементов нашел широкое применение в космической баллистике для исследования возмущенного движения. Сущность метода заключается в том, что возмущенную орбиту (траекторию) рассматривают состоящей из последовательности невозмущенных траекторий для каждого момента времени. В итоге траектория возмущенного движения в каждый момент времени соприкасается с траекторией невозмущенного движения для этого же момента и представляет собой огибающую семейства невозмущенных траекторий.

Максимальная эффективность применения этого метода достигается, когда возмущающие силы существенно меньше силы тяготения основного притягивающего центра.

Поскольку движение КА является плоским, плоскость орбиты целесообразно рассматривать как основную, а вместо направляющих косинусов системы, привязанной к плоскости орбиты, ввести некоторые постоянные, выражаемые через эйлеровы углы, не зависящие один от другого.

В качестве таких углов применяют [34]:

- долготу восходящего узла  $\Omega$  – угол между положительным направлением оси  $OX_n$  инерциальной СК и направлением линии узлов из центра координат в восходящий узел;
- угловое расстояние перицентра  $\omega$  – угол между положительным направлением линии узлов и направлением на перицентр;
- наклонение орбиты  $i$  – угол между плоскостью земного экватора и плоскостью орбиты.

Если теперь ввести в рассмотрение дополнительный угол  $\vartheta$  – угол истинной аномалии, образуемый радиусом-вектором движущегося КА и линией апсид, отсчитываемый против хода часовой стрелки, то получим  $u = \vartheta + \omega$  – аргумент широты (угол между радиусом-вектором КА и направлением из центра координат в восходящий узел).

Тогда инерциальные координаты КА могут быть представлены в виде

$$\begin{aligned} x &= r(\cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i); \\ y &= r(\cos u \sin \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i); \\ z &= r \sin u \sin i. \end{aligned} \quad (13.42)$$

Дифференцируя соотношения (13.42) и подставив вместо  $\dot{\vartheta}$  и  $\dot{r}$  выражения  $\dot{\vartheta} = Cr^{-2}$  и  $\dot{r} = Cep^{-1} \sin \vartheta$ , где  $e$  – эксцентриситет

орбиты;  $p$  – фокальный параметр;  $C = \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}$  – модуль постоянной площадей, найдем зависимости для составляющих скорости:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= \frac{C}{p} \left[ e \sin \vartheta (\cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i + \right. \\ &\quad \left. + (1 + e \cos \vartheta)(-\sin u \cos \Omega - \cos u \sin \Omega \cos i) \right]; \\ \dot{y} &= \frac{C}{p} \left[ e \sin \vartheta (\cos u \cos \Omega + \sin u \cos \Omega \cos i + \right. \\ &\quad \left. + (1 + e \cos \vartheta)(-\sin u \sin \Omega + \cos u \cos \Omega \cos i) \right]; \\ \dot{z} &= \frac{C}{p} \left[ e \sin \vartheta \sin u \sin i + (1 + e \cos \vartheta) \cos u \sin i \right].\end{aligned}\quad (13.43)$$

Соотношения (13.42) и (13.43) определяют координаты и составляющие скорости КА в инерциальной СК в зависимости от истинной аномалии  $\vartheta$  и пяти постоянных:  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $p$ ,  $e$ . Шестая постоянная  $\tau$  – время прохождения КА через перицентр – входит в уравнение связи  $\vartheta$  со временем:

$$p^2 \int_0^{\vartheta} \frac{d\vartheta}{(1 + e \cos \vartheta)^2} = C(t - \tau). \quad (13.44)$$

Указанные шесть постоянных носят название кеплеровых элементов невозмущенного движения. Они образуют три группы: 1)  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$  характеризуют положение орбиты в пространстве; 2)  $p$ ,  $e$  характеризуют форму орбиты (в ряде случаев вместо  $p$  целесообразно использовать эквивалентную ей характеристику  $a$  – большую полуось орбиты); 3)  $\tau$  характеризует положение КА на орбите в начальный момент времени.

При наличии начальных условий возможно решение системы уравнений невозмущенного движения, т. е. нахождение шести интегралов, в которых в качестве постоянных фигурируют перечисленные кеплеровы элементы. Однако применительно к возмущенному движению даже при малых возмущениях решение системы в функции кеплеровых элементов невозможно.

Выход из такого положения указал Лагранж. Им была предложена идея искать решение системы уравнений возмущенного движения, используя формулы невозмущенного движения в предположении, что кеплеровы элементы  $i, \Omega, \omega, e, p, \tau$  являются функциями времени. Итак, согласно методу Лагранжа, возмущенное и невозмущенное движения определяют одними и теми же соотношениями. Разница состоит в том, что в невозмущенном движении элементы  $i, \Omega, \omega, e, p$  (или  $a$ ) постоянны, а в возмущенном зависят от времени.

Таким образом, единственной траектории возмущенного движения соответствует бесконечное множество невозмущенных траекторий, обладающих тем свойством, что они имеют одну общую огибающую траекторию возмущенного движения. Это семейство носит название оскулирующих орбит, описываемых с использованием переменных оскулирующих элементов:  $i = i(t), \Omega = \Omega(t), \dots$

При вычислениях на ЭВМ, как известно, часто применяют формальный подход к преобразованию непрерывных моделей к дискретным путем замены производной первой разностью, отнесенной к конкретному такту вычислений. В данном случае вычисленное приращение функции позволяет определить искомое значение функции на следующем шаге счета по схеме  $x_{k+1} = x_k + \Delta x_k$ .

В этой связи могут оказаться весьма полезными, хотя и не совсем строгие, но приемлемые на практике конечные зависимости  $i(k), \Omega(k), \dots$ , используемые для перехода от известных строго вычисленных относительно геоцентрической инерциальной СК значений инерциальных параметров:

$$\text{скорости } V_k = \sqrt{(V_{x_k})^2 + (V_{y_k})^2 + (V_{z_k})^2},$$

$$\text{текущего значения радиуса-вектора } r_k = \sqrt{(x_k)^2 + (y_k)^2 + (z_k)^2},$$

$$\text{широты } \varphi_k = \arctg \left[ \frac{z_k}{\sqrt{(x_k)^2 + (y_k)^2}} \right] \frac{180}{\pi},$$

$$\text{долготы } \lambda_k = \left[ \arctg \left( \frac{y_k}{x_k} \right) - \Omega_3 t_k \right] \frac{180}{\pi}, \text{ а также значений траекторного } \theta_k \text{ и курсового } \varepsilon_k \text{ углов:}$$

$$\theta_k = \arcsin \left[ \sin \left( \frac{x_k V_{x_k} + y_k V_{y_k} + z_k V_{z_k}}{r_k V_k} \right) \right] \frac{180}{\pi},$$

$$\varepsilon_k = \arccos \left[ \frac{C_{3k}}{C_k} \cdot \frac{r_k}{\sqrt{(x_k)^2 + (y_k)^2}} \right] \frac{180}{\pi}.$$

Соответствующие формулы перехода от инерциальных параметров к оскулирующим элементам будут иметь следующий вид: для долготы восходящего узла

$$\Omega_k = -\arctg \left( \frac{C_{1k}}{C_{2k}} \right) + \lambda_k - \pi; \quad (13.45)$$

для угла наклона орбиты

$$i_k = \arcsin \left[ \frac{\sqrt{(C_{1k})^2 + (C_{2k})^2}}{C_k} \right]; \quad (13.46)$$

для большой полуоси эллиптической орбиты

$$a_k = \frac{r_k}{2 - \frac{r_k (V_k)^2}{\mu}}; \quad (13.47)$$

для эксцентриситета

$$e_k = \sqrt{1 - \frac{C_k^2}{\mu r_k} \left( 2 - \frac{r_k (V_k)^2}{\mu} \right)}; \quad (13.48)$$

для аргумента широты

$$u_k = \arcsin \left[ \frac{z_k C_k}{r_k \sqrt{(C_{1k})^2 + (C_{2k})^2}} \right]; \quad (13.49)$$

для аргумента перигея

$$\omega_k = u_k - \arcsin \left[ \frac{r_k (V_k)^2 \sin \theta_k \cos \theta_k}{\mu \cdot e_k} \right]. \quad (13.50)$$

В заключение приведем представляющее в ряде случаев интерес выражение для определения значения текущей высоты орбиты над поверхностью Земли, аппроксимируемой эллипсоидом вращения,

$$h_k = r_k - \frac{a \cdot b r_k}{\sqrt{(r_k \cdot a)^2 - (a^2 - b^2) [(x_k)^2 + (y_k)^2]}}, \quad (13.51)$$

где  $a$  и  $b$  – большая и малая полуоси эллипса соответственно.

### 13.6. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ В НЕОСОБЕННЫХ ПЕРЕМЕННЫХ

Другой представляющей существенный интерес формой записи СДУ является, как отмечалось, ММД в форме Эйлера для кеплеровых элементов орбиты. Следуя [31], представим ее в виде

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2}{\bar{n}\zeta} \left( S e \sin \vartheta + T \frac{a\zeta^2}{r} \right); \\ \frac{de}{dt} &= \frac{\zeta}{\bar{n}a} \left[ S \sin \vartheta + T \left( \frac{e \cos \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} + \cos \vartheta \right) \right]; \\ \frac{di}{dt} &= \frac{1}{\bar{n}a\zeta} W \frac{r}{a} \cos u; \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{1}{\bar{n}a\zeta \sin i} W \frac{r}{a} \sin u; \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{\zeta}{\bar{n}a} \left[ -S \cos \vartheta + T \left( \frac{2 + e \cos \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right) \sin \vartheta \right] - \cos i \frac{d\Omega}{dt}; \\ \frac{du}{dt} &= \frac{\bar{n}a^2\zeta}{r^2} \left( 1 - W \frac{r^3}{\bar{n}^2 a^4 \zeta^2} \frac{\cos i}{\sin i} \sin u \right); \end{aligned} \right. \quad (13.52)$$

$$1/(1 + \cos \vartheta) = r \cdot (a \zeta^2),$$

где  $S$ ,  $T$ ,  $W$  – проекции суммарного вектора возмущающего ускорения на оси орбитальной системы координат (радиус-вектор, перпендикуляр к радиусу-вектору в плоскости орбиты и перпендикуляр к плоскости орбиты соответственно);  $\zeta = (1 - e^2)^{1/2}$ ;  $u$  – аргумент широты;  $\bar{n} = (\mu/a^3)^{1/2}$  – среднее движение;  $r$  – радиус-вектор;  $a$ ,  $e$ ,  $i$ ,  $\Omega$ ,  $\omega$ ,  $\vartheta$  – кеплеровы элементы орбиты.

Четвертое и шестое уравнения системы (13.52) содержат в правых частях делитель  $\sin i$ , а пятое – делитель  $e$ . Поэтому, если орбита близка к круговой или ее наклонение близко к нулю, СДУ (13.52) вырождается и не дает правильного решения. В правых частях уравнений фигурируют тригонометрические функции угловых переменных: истинной аномалии, аргумента широты и наклона. Наличие этих функций усложняет алгоритм счета правых частей. Систему (13.52) будем использовать в качестве исходной при выводе правых частей дифференциальных уравнений в неособенных переменных [13].

Первоначально введем неособенные переменные

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= a; \lambda_1 = e \cos(\omega + \Omega); \lambda_2 = e \sin(\omega + \Omega); \\ \lambda_3 &= \sin \frac{i}{2} \cos \Omega; \lambda_4 = \sin \frac{i}{2} \sin \Omega; \lambda_5 = \vartheta + \omega + \Omega. \end{aligned} \quad (13.53)$$

Продифференцируем неособенные переменные по времени:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d\lambda_0}{dt} &= \frac{da}{dt}; \\ \frac{d\lambda_1}{dt} &= \frac{de}{dt} \cos(\omega + \Omega) - \frac{d\omega}{dt} e \sin(\omega + \Omega) - \frac{d\Omega}{dt} e \sin(\omega + \Omega); \\ \frac{d\lambda_2}{dt} &= \frac{de}{dt} \sin(\omega + \Omega) + \frac{d\omega}{dt} e \cos(\omega + \Omega) + \frac{d\Omega}{dt} e \cos(\omega + \Omega); \\ \frac{d\lambda_3}{dt} &= \frac{1}{2} \frac{di}{dt} \cos \frac{i}{2} \cos \Omega - \frac{d\Omega}{dt} \sin \frac{i}{2} \sin \Omega; \\ \frac{d\lambda_4}{dt} &= \frac{1}{2} \frac{di}{dt} \cos \frac{i}{2} \sin \Omega + \frac{d\Omega}{dt} \sin \frac{i}{2} \cos \Omega; \\ \frac{d\lambda_5}{dt} &= \frac{du}{dt} + \frac{d\Omega}{dt}. \end{aligned} \right. \quad (13.54)$$

Подставим в уравнения (13.54) выражения из (13.52) для производных. После ряда алгебраических преобразований [13] получим следующую переходную систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\lambda_0}{dt} = \frac{2\lambda_0}{\zeta P_6} \left\{ SP_2 + T \frac{\zeta}{P_5} \right\}; \\ \frac{d\lambda_1}{dt} = (1/P_6) \left\{ S\zeta \sin \lambda_5 + TP_5 [\lambda_1 + (2 + P_1) \cos \lambda_5] \right\} - WP_4 P_5 \lambda_2 / P_6 c; \\ \frac{d\lambda_2}{dt} = (1/P_6) \left\{ -S\zeta \cos \lambda_5 + TP_5 [\lambda_2 + (2 + P_1) \sin \lambda_5] \right\} + WP_4 P_5 \lambda_1 / P_6 c; \\ \frac{d\lambda_3}{dt} = WP_5 (\cos \lambda_5 - P_3 \lambda_3) / 2 P_6 c; \\ \frac{d\lambda_4}{dt} = WP_5 (\sin \lambda_5 - P_3 \lambda_4) / 2 P_6 c; \\ \frac{d\lambda_5}{dt} = \bar{n} / (P_5^2 \zeta) + WP_5 P_4 / P_6 c - P_3 \gamma / (P_6 \zeta c), \end{cases} \quad (13.55)$$

где

$$R = \lambda_1 \cos \lambda_5 + \lambda_2 \sin \lambda_5; \quad P_3 = \lambda_3 \cos \lambda_5 + \lambda_4 \sin \lambda_5; \quad P_5 = \zeta / (1 + R);$$

$$P_2 = \lambda_1 \sin \lambda_5 + \lambda_2 \cos \lambda_5; \quad P_4 = \lambda_3 \sin \lambda_5 + \lambda_4 \cos \lambda_5; \quad P_6 = \bar{n} \lambda_0;$$

$$\zeta = (1 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2)^{1/2}; \quad c = (1 - \lambda_3^2 - \lambda_4^2)^{1/2}; \quad \gamma = \bar{n} P_6 c / P_5^3 + WP_4 \zeta.$$

Достоинство полученной переходной СДУ состоит в том, что ее правые части содержат тригонометрические функции только одного аргумента  $\lambda_5$  и не имеют особенностей при нулевом наклоне плоскости орбиты и нулевом значении эксцентриситета.

Преобразуем СДУ к новой независимой переменной  $\lambda_5$ . При таком преобразовании достигается эффект регуляризации [13, 15], а система уравнений будет одинаково устойчива по Ляпунову для круговых и эллиптических орбит. После преобразования к новой независимой переменной СДУ запишется в следующем виде:

$$\begin{cases}
 \frac{d\lambda_0}{d\lambda_5} = \frac{2P_6c}{\bar{n}P_5\gamma} \left\{ SP_2 + \frac{T\zeta}{P_5} \right\}; \\
 \frac{d\lambda_1}{d\lambda_5} = \left\{ Sc\zeta^2 \sin \lambda_5 / P_5 + T\zeta c [\lambda_1 + (2 + P_1) \cos \lambda_5] - W\zeta \lambda_2 P_4 \right\} / \gamma; \\
 \frac{d\lambda_2}{d\lambda_5} = \left\{ -Sc\zeta^2 \cos \lambda_5 / P_5 + T\zeta c [\lambda_2 + (2 + P_1) \sin \lambda_5] + W\zeta \lambda_1 P_4 \right\} / \gamma; \\
 \frac{d\lambda_3}{d\lambda_5} = \left\{ W\zeta (\cos \lambda_5 - P_3 \lambda_3) \right\} / 2\gamma; \\
 \frac{d\lambda_4}{d\lambda_5} = \left\{ W\zeta (\sin \lambda_5 - P_3 \lambda_4) \right\} / 2\gamma; \\
 \frac{dt}{d\lambda_5} = P_6 \zeta c / P_5 \gamma,
 \end{cases}
 \quad (13.56)$$

где  $\gamma = \bar{n} \frac{P_6c}{P_5^3} + W\zeta P_4$ .

Система дифференциальных уравнений в неособенных переменных может быть использована для расчета орбит с любым  $e < 1$  и произвольным углом  $i$ . Проведенное преобразование к новой независимой переменной  $\lambda_5$  эквивалентно по влиянию регуляризующему временному преобразованию  $dr = r^{-2} dS$ . В силу этого (13.56) обладает всеми достоинствами систем, использующих регуляризующие преобразования. Другое важное достоинство СДУ (13.56) состоит в том, что в ее правую часть входят ускорения, создаваемые притяжением центрального тела. Поэтому правые части СДУ можно рассчитывать с меньшим числом значащих цифр, чем правые части СДУ в геоцентрической СК (кинематических переменных).

### 13.7. КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ ПОЛИНОМНОЙ СРЕДЫ

Идея использования так называемой полиномной среды (ПС) в комплексах программ БНО разного целевого назначения доказала свою состоятельность и эффективность [13]. Под полиномной

средой (таблицами полиномов) обычно понимают совокупность значений величин интерполяции параметров движения, соотношенных с определенными интервалами времени, записанных в той или иной форме и сведенных в специальные таблицы. В зависимости от типа выбранного интерполяционного процесса (Лагранжа, Лагранжа–Эткена, степенного) в таблицы могут быть сведены либо некоторые коэффициенты интерполяции, либо непосредственно рассчитанные тем или иным способом значения параметров движения КА. Способ построения ПС зависит от различных факторов: используемой ММД (системы переменных, вида СДУ, метода интегрирования), требований точности и оперативности расчета параметров движения, имеющихся вычислительных ресурсов и др.

Последовательность решения задачи расчета таблицы степенных полиномов 8-го порядка в технологическом цикле БНО может быть представлена в следующем виде [13].

1. Вычисляют кинематические параметры движения  $V'_x, V'_y, V'_z$  в точках аппроксимации  $t_0, t_1, \dots, t_{15}$  и параметры  $V_x(t_8), V_y(t_8), V_z(t_8), x(t_8), y(t_8), z(t_8)$  в узловой точке  $t_8$  путем интегрирования СДУ движения КА.

2. По истинным значениям  $V'_x, V'_y, V'_z$  в точках аппроксимации ( $t_i = 1, 2, \dots, 15$ ) и параметров  $V_x, V_y, V_z, x, y, z$  в узловой для обоих полиномов в точке  $t_8$  рассчитывают коэффициенты интерполяционных полиномов  $a_{xi}, a_{yi}, a_{zi}$  ( $i = 0, 1, \dots, 7$ ), находящихся слева от точки  $t_8$  (рис. 13.10).

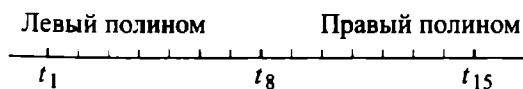


Рис. 13.10. Разделение полиномов относительно узловой точки

Для коэффициентов  $a_{x0}, a_{y0}, a_{z0}$  выполняются соотношения

$$\begin{cases} a_{x0} = V'_x(t_8); \\ a_{y0} = V'_y(t_8); \\ a_{z0} = V'_z(t_8). \end{cases} \quad (13.57)$$

Отыскание остальных коэффициентов левого полинома проводят по формулам

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \dots \\ \dots \\ a_7 \end{pmatrix}_{\text{лев}} = \|b\|^{-1} \begin{pmatrix} V'(t_7) - V'(t_8) \\ V'(t_6) - V'(t_8) \\ \dots \\ \dots \\ V'(t_1) - V'(t_8) \end{pmatrix}, \quad (13.58)$$

где

$$\|b\| = \begin{vmatrix} (-7)^7 & (-7)^6 & \dots & (-7)^1 & 1 \\ (-6)^7 & (-6)^6 & \dots & (-6)^1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ (-1)^7 & (-1)^6 & \dots & (-1)^1 & 1 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Отыскание коэффициентов правого полинома проводят по аналогичным соотношениям:

$$\begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \dots \\ \dots \\ a_7 \end{pmatrix}_{\text{пр}} = \|b\|^{-1} \begin{pmatrix} V'(t_9) - V'(t_8) \\ V'(t_{10}) - V'(t_8) \\ \dots \\ \dots \\ V'(t_{15}) - V'(t_8) \end{pmatrix}. \quad (13.59)$$

3. Коэффициенты интерполяционных полиномов и значения параметров в узловой точке сводят в таблицы определенной структуры (рис. 13.11), позволяющей использовать их при дальнейших расчетах кинематических параметров движения (как правило, управляющей программой автоматизированного комплекса программ БНО).

| Общие данные таблицы<br>полиномов ( $N$ в нач., $t_8, h, \dots$ ) |                             |                                     |                            |
|-------------------------------------------------------------------|-----------------------------|-------------------------------------|----------------------------|
| $t_{3,н}$<br>$\vdots$<br>$t_{3,к}$                                | $\langle t_3 - N_B \rangle$ | $a_0$<br>$a_1$<br>$\vdots$<br>$a_7$ | $V'_z$<br>(левый полином)  |
| $V'_x$<br>$V'_y$<br>$V'_z$<br>$x$<br>$y$<br>$z$                   | НУ<br>в узловой точке       | $a_0$<br>$a_1$<br>$\vdots$<br>$a_7$ | $V'_x$<br>(правый полином) |
| $a_0$<br>$a_1$<br>$\vdots$<br>$a_7$                               | $V'_x$<br>(левый полином)   | $a_0$<br>$a_1$<br>$\vdots$<br>$a_7$ | $V'_y$<br>(правый полином) |
| $a_0$<br>$a_1$<br>$\vdots$<br>$a_7$                               | $V'_y$<br>(левый полином)   | $a_0$<br>$a_1$<br>$\vdots$<br>$a_7$ | $V'_z$<br>(правый полином) |

Рис. 13.11. Примерная форма структуры таблиц коэффициентов интерполяционных полиномов

4. Одновременно с расчетом таблиц полиномов определяют моменты времени прохождения КА восходящего узла. Расчет проводят методом последовательных приближений до выполнения условий

$$\begin{cases} \text{sign}(z_{i+1}) \neq \text{sign}(z_i); \\ z_{i+1} - z_i > 0; \\ \|z\| < \varepsilon, \end{cases} \quad (13.60)$$

где  $\varepsilon$  – некоторая величина, определяющая точность прохождения КА восходящего узла;  $z_{i+1}, z_i$  – значения параметра  $z$  в двух последовательных точках интегрирования СДУ движения.

Результаты расчетов сводят в таблицы  $\langle t_3 - N_B \rangle$ .

Описанный вариант построения таблиц полиномов основывается на следующем алгоритме аппроксимации кинематических параметров движения КА.

Считая каждую компоненту скорости ( $V_x, V_y, V_z$ ) заданной в виде степенного полинома, можно записать

$$q_i(\tau) = a_0 + a_1\tau^1 + a_2\tau^2 + \dots + a_n\tau^n, \quad i = 1, 2, 3, \quad (13.61)$$

где  $\tau$  – независимая переменная,  $\tau = (t_j - t_0)/h$ ;  $t_j$  – текущее время;  $t_0$  – время начала полиномиальной аппроксимации;  $h$  – шаг расчета компонент скорости по времени;  $n$  – степень полинома (как правило,  $n \leq 7$ ).

Для узловых точек (при  $n = 7$ )

$$\tau_0 = \frac{t_0 - t_0}{h} = 0; \quad \tau_1 = \frac{t_1 - t_0}{h} = \frac{t_0 + h - t_0}{h} = 1;$$

$$\tau_2 = \frac{t_0 + 2h - t_0}{h} = 2; \dots; \tau_7 = 7.$$

Система уравнений 7-го порядка для узловых точек, по аналогии с уравнением (13.61), примет вид

$$\left\{ \begin{array}{l} a_0 + a_1 \cdot 0^1 + a_2 \cdot 0^2 + \dots + a_7 \cdot 0^7 = q'_i(0); \\ a_0 + a_1 \cdot 1^1 + a_2 \cdot 1^2 + \dots + a_7 \cdot 1^7 = q'_i(1); \\ ..... \\ a_0 + a_1 \cdot 7^1 + a_2 \cdot 7^2 + \dots + a_7 \cdot 7^7 = q'_i(7). \end{array} \right.$$

Учитывая, что  $a_0 = q_0$  (индекс  $i$  будем опускать), получим

[illegible]

Обозначая матрицу постоянных целочисленных коэффициентов через  $\|b\|$ , определим искомые коэффициенты аппроксимации

$$\|a_{ij}\| = \|b\|^{-1} \left\| \begin{array}{c} 1 \\ -q_{ij} \\ j \end{array} \right\| \quad (13.63)$$

или, применительно к каждой составляющей вектора скорости,

$$\|a_{xj}\| = \|b\|^{-1} \left\| \begin{array}{c} 1 \\ \vdots \\ V_{xj} \end{array} \right\|;$$

$$\|a_{yj}\| = \|b\|^{-1} \left\| \begin{array}{c} 1 \\ \vdots \\ V_{yj} \end{array} \right\|;$$

$$\|a_{zj}\| = \|b\|^{-1} \left\| \begin{array}{c} 1 \\ \vdots \\ V_{zj} \end{array} \right\|; \quad j = 1, 2, \dots, 7.$$

По рассчитанным значениям  $V_{x0}, V_{y0}, V_{z0}, x_0, y_0, z_0; V_{x1}, V_{x2}, \dots, V_{x7}; V_{y1}, V_{y2}, \dots, V_{y7}; V_{z1}, V_{z2}, \dots, V_{z7}$  и известным  $h, t_0$ , составляющим ядро полиномиальной среды, могут быть получены параметры движения КА на любой момент времени из интервала  $t_0 + 7h$  по соотношениям

$$\begin{cases} q'_i(t_j) = q'_{i0} + \sum_{l=1}^7 a_{il} \tau^l; \\ q'_i(t_j) = q_{i0} + h \tau \left[ \sum_{l=1}^7 \frac{1}{l+1} a_{il} \tau^l \right], \end{cases} \quad (13.64)$$

где  $\tau = \frac{t_j - t_0}{h}$ ,  $t_0 < t_j < t_0 + 7h$ .

Для численной математической модели в неособенных переменных (см. § 13.5) для построения полиномиальной среды удобно накапливать так называемые узловые значения параметров движения в точках интегрирования. Причем даже для постоянного шага интегрирования по независимой переменной  $\lambda_5$  шаг интегрирования по времени в общем случае оказывается переменным.

### 13.8. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ СОЗДАНИЯ СПЕЦИАЛЬНОГО МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Прежде всего дадим определение специального математического обеспечения (СМО). Под СМО задач БНО принято понимать последовательность алгоритмов решения различных задач космического полета, адаптированных к конкретным условиям движения КА и создаваемых для всей совокупности работ на разных этапах подготовки, реализации и послеполетного анализа по итогам выполнения конкретной программы полета.

По составу выполняемых работ, способам построения программных комплексов и режимам их эксплуатации можно выделить СМО, предназначенное для решения проектно-исследовательских задач и задач БНО управления полетом.

Проектно-исследовательское СМО связано: а) с выбором, оптимизацией и обоснованием баллистических схем полета КА, траекторий их движения, стратегий навигации и управления; б) с оценкой ожидаемой точности наведения КА, вероятности выполнения динамических операций на орбите; в) с анализом выполнения программ полета, функционирования систем КА и т. п.

Специальное математическое обеспечение БНО как элемент системы управления полетом КА приобретает смысл технологического и вычислительного процесса, предназначенного обеспечить строго регламентированное по времени и форме входных и выходных данных выполнение операций приема и обработки измерительной информации, решение определенной последовательности математических задач, выдачу результатов расчетов и допускающего гибкое и оперативное изменение регламента указанных работ при возникновении нештатных (аномальных) ситуаций.

Разработка СМО начинается с формирования математических моделей, отражающих реальные физические процессы. Достоверность используемых явлений и точность получаемых количественных оценок полностью определяются качеством и полнотой задействованных математических моделей, под которыми будем понимать совокупность математических зависимостей, объединенных логическими условиями в общий алгоритм, позволяющий по заданным исходным данным воспроизвести моделируемый процесс – физическое явление – и получить требуемые результаты.

При решении практически любой задачи движения КА в общую математическую модель входят:

- а) математические модели физических процессов и объектов данной конкретной задачи;
- б) модель движения КА.

Под *математическими моделями физических процессов и объектов* понимают прежде всего алгоритмические и иные описания разных систем КА, от которых зависят или на основе которых формируются модели двигательных установок, систем управления, мягкой посадки и т. д. К ним же относят модели ГП Земли или планет, физических объектов, участвующих в управлении, например наземные станции слежения и др.

*Модели движения КА*, рассмотренные выше, не требуют дополнительных комментариев. Отметим лишь следующие общие положения, подводящие итог изложенному. Правильный выбор модели движения КА во многом определяет качество решения навигационных задач, получаемые количественные результаты и их точностные характеристики. Усложнение модели не всегда приводит к наилучшим решениям, но зато увеличивает объем работы, в том числе и затраты времени счета на ЭВМ. При составлении той или иной рабочей модели всегда следует исходить из принципа разумного компромисса, не загромождая ее лишними составляющими и логическими связями, если этого не требуют точностные характеристики исследуемых процессов, т. е. допустимыми являются такие ошибки модели движения КА, которые приводят к ошибкам расчетов заданных параметров с точностью в пределах допустимых значений.

При разработке СМО БНО используют разные СК. При удачном выборе дифференциальные уравнения движения КА даже при самом полном учете действующих на них сил получаются более простыми, что существенно облегчает решение конкретной навигационной задачи. Однако и при правильном выборе СК и переменных, характеризующих движение, сложность решения СДУ, подбора рационального метода получения требуемых данных в значительной степени зависят от полноты и трудоемкости задания правых частей уравнений. Эта задача достаточно многогранна, чтобы привести все ее возможные решения.

Ограничимся несколькими характерными примерами и укажем одно выявленное на практике правило, заключающееся в том, что *разные навигационные задачи должны использовать различные модели движения*. Действительно, предположим, что во всех случаях применяется одна модель движения. Ошибочность такого

подхода очевидна. Во-первых, сложность модели движения определяется целевым назначением КА. Ее использование для большого числа сопутствующих задач, где не требуется высокая точность, приведет к снижению оперативности СМО и резкому увеличению машинного времени, необходимого для решения всех задач БНО управления полетом. Во-вторых, даже частичное использование разработанного СМО невозможно для нового КА, где задана более высокая точность решения навигационных задач. Необходимо создание нового СМО, что требует огромных трудозатрат. Это исключает возможность разработки общего СМО, пригодного для практического применения при управлении КА разных классов, ибо в этом случае даже самые простые аппараты, где требования по точности решения навигационных задач низки, будут использовать самые совершенные и соответственно сложные и громоздкие модели движения с большими затратами машинного времени.

Единственно правильным является другой подход, предполагающий, что наиболее точная модель движения необходима только в задачах первого направления: определение орбиты по результатам измерений, точное прогнозирование движения, отвечающего целевому назначению КА (эталонный прогноз для данного КА или класса КА); расчет данных маневра и спуска на поверхность Земли или планеты назначения. Число подобных задач, как правило, невелико и создание СМО для новых КА существенно облегчается, так как не требует переработки программ для большого числа задач, например задач СБИ. Одним словом, с каждым новым КА происходит наращивание СМО, его совершенствование, а не простая переработка.

## **Глава 14**

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ\***

---

#### **14.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ И ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ВНЕШНЕ- ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ**

В практике космических полетов наибольшее распространение получило определение орбит и параметров движения КА по внешнетраекторным измерениям (ВТИ).

Появление понятия ВТИ объясняется тем, что получаемая в результате измерительная информация прямо или косвенно связана с траекторией движения либо параметрами орбит КА.

Определение орбит КА по результатам ВТИ имеет богатую предысторию и опирается на многолетний опыт использования небесной механики и астрономии, накопленный в ходе расчетов орбит естественных небесных тел. Математические методы решения подобного рода задач, разработанные Гауссом и Лапласом более 100 лет назад (для орбит малых планет), работоспособны и в настоящее время.

Изобретение в 1940-х годах радиолокатора и применение его в качестве измерительного средства изменило саму постановку задачи определения орбит и математические методы ее решения.

Для совокупности возможных вариантов комбинированных радиотехнических измерений, реализующих позиционный метод навигации [26], были разработаны соответствующие алгоритмы,

---

\* Использованы материалы, предоставленные д-ром техн. наук, проф. В.В. Бетановым

опирающиеся и на известные классические математические вычислительные схемы (например, метод Лапласа), и на специально созданные [17, 34].

Искомые параметры движения КА находят в результате математической обработки данных измерений на современных быстродействующих ЭВМ. В общем случае для расчета вектора состояния КА в момент времени  $t$ , нужно иметь шесть независимых соотношений, связывающих составляющие вектора скорости и координаты с результатами измерений. Но это справедливо, если все измерения достоверны, а формулы связи точны. На практике такие условия соблюсти весьма сложно. На полученные результаты накладываются различные случайные погрешности измерений, которые в процессе математической обработки должны быть нивелированы, а грубые ошибки по возможности выявлены и исключены. Другое отличие – избыточность получаемых измерительных данных – связано с особенностями реальной работы технических средств. Указанные особенности делают задачу определения орбиты КА недетерминированной, поэтому для ее решения используют разные методы математической статистики. В практике оперативного БНУ управления часто встречаются при ограниченности их числа сеансы с аномально большим количеством ошибок измерений, без выявления которых невозможна автоматизация определения вектора состояния КА с достаточной точностью.

Наконец, в связи с пересмотром концепции построения наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) КП возник еще один аспект обсуждаемой проблемы. Сравнительно недавно универсальные многопунктные схемы измерений текущих навигационных параметров движения КА, в том числе с использованием плавучих КИК, считались основными. В настоящее время их начинают рассматривать как неоправданные излишества. Справедливости ради отметим, что если от плавучих КИК отказались давно, то к однопунктным схемам не перешли окончательно при всей их привлекательности в условиях наметившейся дезинтеграции управления отдельными типами объектов, прежде всего гео стационарных КА.

Оставляя в стороне вопросы очевидной экономической эффективности, укажем [100] на ряд причин, подтверждающих целесообразность перехода на схему однопунктных измерений:

– высокая загрузка существующих средств ВТИ универсального НАКУ, близкая к насыщению;

– наличие ограничений по углу места (зоне радиовидимости) при нахождении геостационарного КА в зоне радиовидимости только одного НИП;

– применение экспериментальных геостационарных КА, ориентированных на использование уникальных траекторных измерительных средств;

– возможность срыва процесса измерений при возникновении нештатной ситуации в результате работы по многопунктной штатной схеме.

Вместе с тем обработка результатов измерений для однопунктных схем характеризуется некоторыми особенностями, отсутствующими в вариантах задействования многопунктных штатных схем, что требует дополнительного обсуждения.

## 14.2 АНАЛИЗ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗУЕМОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА РАЗЛИЧНЫМИ СРЕДСТВАМИ

В настоящее время находят широкое применение разные типы систем (радиотехнические, оптические, гравиметрические, магнитометрические) для измерения практически любых требуемых параметров определения текущего состояния КА и фактической траектории его движения. Основными видами ВТИ являются радиотехнические и оптические.

Проведение радиотехнических и оптических измерений связано с определением некоторых геометрических и кинематических характеристик или временных сдвигов, отнесенных к фиксированному в пространстве точкам. Такие точки называют базисными или опорными.

В общем случае они не совпадают с местонахождением измерительных средств. Базисными точками могут быть, в частности, стационарные (на суше), корабельные или самолетные измерительные пункты, естественные ориентиры, радиомаяки, звезды, подспутниковые точки или центры касания линий визирования видимых дисков планет.

Радиотехнические измерения основаны на использовании свойств изменения характеристик радиосигнала, обусловленного изменением параметров движения аппарата; оптические – свойств прямолинейности распространения света в однородной среде.

Каждый вид измерений имеет свои преимущества и недостатки. Радиотехнические измерения могут быть проведены при любых погодных условиях на значительных удалениях КА от базисных точек. Радиотехнические и оптические измерения возможны при условии прямой видимости аппарата из базисных точек, а их проведение вблизи Земли связано с необходимостью учета рефракции [17, 84].

Наземными средствами, расположенными на одном или нескольких НИП, могут измеряться:

- наклонная дальность от измерительного пункта до КА;
- радиальная скорость КА относительно измерительного пункта;
- сумма или разность наклонных дальностей до КА с двух измерительных пунктов;
- производные от суммы или разности наклонных дальностей до КА;
- направляющие косинусы линии визирования КА, а также углы, определяющие ориентацию этой линии относительно направлений, неизменно связанных с поверхностью Земли (в частности, осей пунктовой системы координат);
- угловые скорости линии визирования КА относительно указанных направлений;
- углы линии визирования КА относительно направлений на звезды или планеты.

Измеряемым параметрам положения КА может быть поставлена в соответствие некоторая поверхность, на которой в момент измерений находится аппарат. Ее называют поверхностью положения, или координатной поверхностью. Условию постоянства наклонной дальности соответствует поверхность положения в виде сферы с центром в базисной точке; разности и сумме наклонных дальностей – поверхности двухполостного гиперболоида и эллипсоида вращения с фокусами, расположенными в базисных точках; азимуту – вертикальная плоскость, проходящая через базисную точку; углу места – поверхность прямого кругового конуса с вершиной в базисной точке [17, 26].

В зависимости от принципа действия используемые радиотехнические системы делят на угломерные, дальномерные, суммарно-дальномерные, разностно-дальномерные.

Широко распространены также смешанные способы измерения координат, когда используют поверхности положения разного вида. Так, при измерении сферических координат КА положение

аппарата определяется точкой пересечения сферы (измерение наклонной дальности), конуса (измерение угла места) и вертикальной плоскости (измерение азимута) [17, 26].

Методы радиотехнических измерений, позволяющие определять положение КА в пространстве, основаны на регистрации изменений характеристик радиосигнала (посланного и принятого). К характеристикам радиосигнала, изменение которых можно связать с изменением параметров движения аппарата, относят амплитуду, фазу, частоту и время распространения сигнала. Соответственно различают амплитудные, фазовые, частотные и импульсно-временные методы радиотехнических измерений.

Каждое конкретное радиотехническое средство может измерять от одного до шести параметров. Если число измеряемых параметров равно шести, то обычно три из них характеризуют положение центра масс КА, а оставшиеся три – скорость его движения.

Радиотехнические измерения применяют для контроля движения КА на разных этапах полета, при этом ограничения в применении есть лишь для атмосферного участка спуска (в диапазоне высот, где плазменные образования вокруг аппарата исключают устойчивую работу измерительных средств).

### 14.3. СХЕМА ИЗМЕРЕНИЙ

Обозначим через  $y_l$  ( $l = 1, 2, \dots, m$ ) любой из измеряемых параметров, тогда  $y$  –  $m$ -мерный вектор измеряемых параметров,  $y = [y_1, y_2, \dots, y_m]^T$ , характеризующий их состав. Параметры движения КА обозначим через  $x$ , а характеристики моделей движения аппарата – через  $\lambda$ .

Функциональные зависимости вида  $y_l(t) = u_l(x, \lambda, t)$ ,  $l = 1, 2, \dots, m$ , называют *изменяемыми функциями*, которые связывают измеряемые параметры с параметрами движения и характеристиками.

Необходимо также учитывать ряд постоянных параметров, включенных в модель измерений (например, координаты НИП, параметры ошибок или шаг дискретности измерений). Поэтому измеряемые функции  $y_l$  должны зависеть также от вектора  $v$ , компоненты которого в общем случае могут быть неизвестными и подлежать определению наряду с компонентами векторов  $x$  и  $\lambda$ :

$$y_l(t) = u_l(\mathbf{q}, t), \quad l = 1, 2, \dots, m, \quad (14.1)$$

где  $\mathbf{q}$  – вектор оцениваемых параметров, содержащий  $r$  компонентов,  $\mathbf{q} = [\mathbf{x}^\top : \boldsymbol{\lambda}^\top : \mathbf{v}^\top]^\top$ .

При решении практических задач могут встретиться две основные схемы измерений:

- схема косвенных измерений;
- схема прямых (непосредственных) измерений.

Схему измерений называют *косвенной*, если измеряют не сами оцениваемые параметры  $q_j$  ( $j = 1, 2, \dots, r$ ), а параметры  $y_l$  ( $l = 1, 2, \dots, m$ ), функционально связанные с ними. В общем случае такая связь является нелинейной. Схеме косвенных нелинейных измерений отвечает функциональная зависимость (14.1). В случае, когда фактическое (возмущенное) движение КА мало отличается от опорного, возможна схема косвенных линейных измерений

$$\tilde{y}_l(t) = u_l(\tilde{\mathbf{q}}, t) + \sum_{j=1}^r \frac{\partial u_l(\tilde{\mathbf{q}}, t)}{\partial q_j} \Delta q_j, \quad (14.2)$$

получающаяся в результате линеаризации схемы (14.1). Знак тильда ( $\sim$ ) в (14.2) отличает линеаризованные и истинные параметры  $q$  и  $y$ .

Схему измерений называют *прямой* (непосредственной), если измеряют оцениваемые параметры  $q_j$  ( $j = 1, 2, \dots, r$ ). В этом случае

$$y_l(t) = q_j(t), \quad l = 1, 2, \dots, m, \quad j = 1, 2, \dots, r. \quad (14.3)$$

Прямая схема измерений (14.3) является линейной.

Схемы измерений называют *непрерывными* и *дискретными* (когда измерения проводят в дискретные моменты времени). Схему прямых дискретных измерений представляют зависимостью

$$y_l(t_i) = y_{li} = q_j(t_i), \quad l = 1, 2, \dots, m, \quad i = 1, 2, \dots, N, \quad (14.4)$$

где индекс  $i$  означает момент времени  $t_i$ , в который проведены измерения на интервале  $[0, T]$  ( $0 \leq t_i \leq T$ );  $N$  – общее количество моментов измерений на этом интервале.

Помимо указанных основных схем измерений можно применять также смешанные схемы измерений.

#### 14.4. МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ НАКЛОННОЙ ДАЛЬНОСТИ И СКОРОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ

В настоящее время разработано много математических методов, позволяющих аналитически решить задачу определения орбиты для разных схем организации измерений (с одного НИП в разные моменты, с нескольких НИП в один момент времени) и при разном составе измерительных средств (радиотехнических, оптических, инерциальных) [17, 31].

Из множества существующих методов, применяемых к конкретным физическим условиям измерительного эксперимента, выделяют метод, использующий измерения дальности и скорости ее изменения. Такой выбор связан с особенностями существующих измерительных средств. Кроме того, этот метод является строгим, поскольку использует только геометрические соотношения.

Рассмотрим векторный треугольник (рис. 14.1), связывающий центр притяжения  $O$ , космический аппарат  $K$  и пункт наблюдения  $\Pi$ . Из рисунка видно, что  $\mathbf{r}$  – текущий радиус-вектор  $KA$ ;  $\mathbf{D}$  – вектор наклонной дальности (от пункта наблюдения до  $KA$ );  $\mathbf{R}$  – результирующий вектор. Эти три вектора связаны векторным соотношением

$$\mathbf{D} = \mathbf{r} + \mathbf{R}. \quad (14.5)$$

Задачу исследования формулируем следующим образом [34]: даны три пункта наблюдения, заданные координатами  $\varphi_j, \lambda_{Ej}, h_j$  ( $j=1, 2, 3$ ), результаты измерений дальности  $D_i$  и ее производной  $\dot{D}_i$  в моменты времени  $t_i$  ( $i=0, 1, 2, \dots, q$ ). Требуется получить аналитические зависимости для определения  $r_i$  и  $\dot{r}_i$  для рассматриваемого момента времени  $t_i$ . Здесь угол  $\varphi$  – геодезическая широта

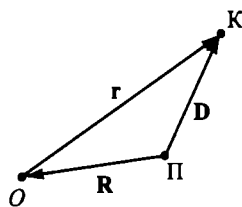


Рис. 14.1. К определению орбиты  $KA$  по изменениям наклонной дальности  $D$  и производной  $\dot{D}$ :  $K$  – космический аппарат;  $\Pi$  – наземный измерительный пункт

пункта наблюдения;  $\lambda_E$  – восточная долгота пункта;  $h$  – высота пункта, измеренная вдоль нормали к земной поверхности. Для каждого пункта вычислим звездное время  $T_j$  ( $j = 1, 2, 3$ ). Задача имеет строгое аналитическое решение [34]. В результате для любого момента времени  $t_i$  ( $i = 0, 1, 2, \dots, q$ ) однозначно определим фактические векторы  $\mathbf{r}_i$  и  $\dot{\mathbf{r}}_i$  космического аппарата и, следовательно, фактические элементы орбиты для того же момента.

## 14.5. ХАРАКТЕРИСТИКА МЕТОДОВ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

Измерения, проводимые для определения параметров движения КА, называют *навигационными измерениями*, а участки траектории КА, на которых проводят измерения, – *навигационными участками*.

В результате навигационных измерений определяют не искомые параметры движения, а навигационные параметры, функционально связанные с искомыми. При этом погрешности бортовых приборов таковы, что непосредственное использование их показаний для решения задачи навигации без какой-либо специальной обработки практически невозможно. Для уменьшения влияния ошибок измерений на точность решения навигационной задачи проводят многократные навигационные измерения. В этом случае применяют статистическую методику решения, позволяющую за счет избыточности исходной информации сглаживать случайные ошибки измерений.

*Статистическая обработка* требует достаточного запаса измерений и выполнения значительного количества арифметических операций. Статистические методы получили широкое распространение в последние десятилетия в связи с развитием вычислительной техники (в том числе бортовых ЦВМ).

Задачи определения параметров движения КА могут ставиться в двух вариантах: 1) первоначальное определение параметров и 2) уточнение значений в результате поправок. Статистический характер решения присущ обоим вариантам, но для второго он наиболее типичен.

Укажем положения, лежащие в основе статистического подхода к решению навигационных задач. Считается, что основным источником информации являются измерения (апостериорная информация), причем для некоторой части полученных измерений

характерна корреляционная связь. Для анализа используется и априорная информация (полученная до проведения текущей серии навигационных измерений) в виде совокупности ожидаемых значений параметров движения КА или его координат. Известны также соответствующие вероятностные характеристики возможных ошибок. Статистическая обработка навигационных измерений должна выявить такую совокупность искомых величин, которая наиточным образом согласуется с результатами измерений. Оптимизацию можно проводить по различным критериям, но наибольшее распространение получил критерий минимума дисперсии (либо СКО) определяемых параметров (параметров движения КА).

Удовлетворяющие этому критерию *статистические методы* подразделяют на две группы. *Методы первой группы* – метод максимального правдоподобия и метод наименьших квадратов – требуют для своего применения полный объем информации, которую необходимо собрать (накопить) в течение проводимых сеансов измерений. *Методы второй группы* (к ним относят и метод динамической фильтрации) используют не полный объем информации, а как бы накапливаемый объем (по мере увеличения числа проведенных измерительных сеансов).

Метод максимального правдоподобия представляет собой один из самых эффективных методов в смысле обеспечения минимума дисперсии оцениваемых параметров движения. Метод является строгим в математическом (теоретико-вероятностном) плане, и его применение особенно эффективно, когда в составе обрабатываемой информации имеются как некоррелированные, так и коррелированные измерения.

Обработка измерений по методу наименьших квадратов является частным случаем метода максимального правдоподобия, а его применение является строго обоснованным, когда проводимые измерения являются независимыми и нормально распределенными. При обработке измерительной информации по этому методу для получения оценок требуется предварительно накопить выборку измерений и лишь затем начать обработку информации. Естественно, получение оценок будет осуществляться медленнее, чем поступление измерительной информации в обработку. Кроме того, при выполнении каждого последующего этапа расчета не вся априорная информация будет участвовать в обработке (так как учитывают только приближения параметров движения, относящихся к предыдущим этапам).

Указанных недостатков лишены методы второй группы, осуществляющие обработку по нарастающему объему измерений. Важной особенностью этих методов является возможность добавлять измерительную информацию любыми порциями, вплоть до единичных измерений. При этом для расчетов используют рекуррентные зависимости, связывающие оценку на  $(i + 1)$ -м этапе расчетов с оценками и параметрами на  $i$ -м этапе. Это позволяет обеспечить получение новых уточненных оценок в любой момент времени по накопившейся к этому моменту совокупности измерений. Наибольшая эффективность методов обработки по нарастающему объему измерений проявляется, когда измерения рассредоточены по времени, поступают равномерно и необходимо оперативное принятие решений (по режиму слежения за КА), когда накопление большого количества информации невыгодно или не представляется возможным.

Для решения задач определения параметров движения КА обычно используют не все данные, которые навигационная измерительная система обеспечивает на мерном участке орбиты, а некоторую дискретную выборку, получаемую путем осреднения по отдельным интервалам этого участка. Следует напомнить, что избыточные измерения могут привести не к улучшению, а к ухудшению получаемых оценок, что характерно при использовании метода наименьших квадратов.

#### **14.6. СХЕМАТИЗАЦИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЙ ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ЦИКЛЕ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

Определение движения КА по ИТНП эквивалентно столь же широко используемому [34] определению вектора состояния КА по результатам ВТИ.

Место указанной задачи в технологическом цикле БНО может быть проиллюстрировано рис. 14.2.

Целевая задача определения параметров движения (ОПД) КА представляет собой специализированный пакет программ, предназначенный для определения (уточнения) параметров движения КА по ИТНП в разных вариантах и режимах; для вычисления стати-

стических характеристик сеансов ИТНП относительно прогнозируемой орбиты; для расчета и выдачи отклонений параметров уточненной орбиты (траектории) от прогнозируемой.

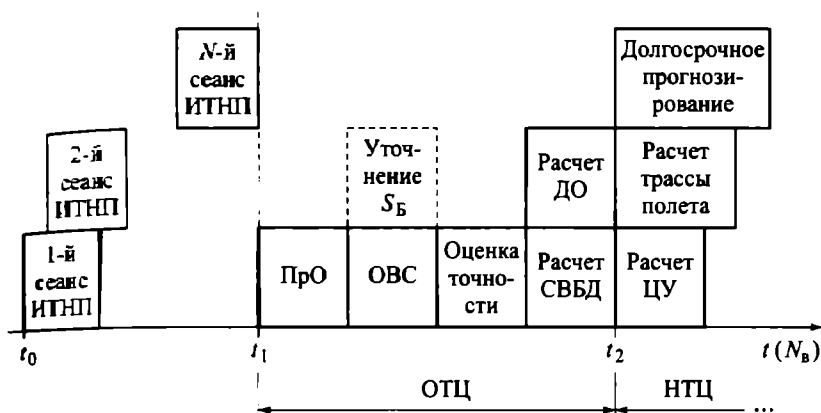


Рис. 14.2. Структура задачи определения вектора состояния КА в технологическом цикле БНО



Рис. 14.3. Основные исходные данные, используемые при определении параметров движения КА

Как правило, при решении задачи ОПД накладывают ограничения:

- на количество используемых сеансов ИТНП;
- число измерений в отдельном сеансе;
- спектр учитываемых возмущений, который зависит от используемой математической модели движения (ММД) КА;
- состав компонентов оцениваемого вектора состояния и др.

В качестве исходных данных для определения параметров движения используют (рис. 14.3):

- прогнозируемые (расчетные) начальные условия (НУ) движения КА;
- прошедшие предварительную обработку сеансы ИТНП (обработанные сеансы измерений);
- координаты измерительных средств;
- дополнительные данные (параметры ММД, технологические данные по КА и др.).

Выходными данными целевой задачи поиска параметров движения КА служат уточненные начальные условия движения КА и другие компоненты вектора состояния (например, баллистический коэффициент, коэффициенты гравитационного поля Земли, параметры отработки включения двигательной установки); суммарные поправки к уточняемым параметрам (по всем итерациям); характеристики качества сеансов ИТНП; прогноз движения КА на заданный интервал времени (для низкоорбитальных КА, как правило, на 7-8 витков).

Основным элементом специализированного пакета программ определения параметров движения КА является управляющий модуль, который осуществляет обращение к вычислительным модулям в соответствии с алгоритмом решения, взаимосвязь с программой-монитором (управляющей программой всего автоматизированного комплекса программ БНО), базой баллистических данных и ММД. Модуль управления движением организует расчеты на очередном шаге (итерации) задачи ОПД. Схема структуры функционального модуля ММД, используемого в итерационной процедуре решения задачи ОПД, показана на рис. 14.4.

Взаимодействие между оператором и программным комплексом осуществляется посредством данных, задаваемых в установках комплекса перед запуском (для организации расчетов по умолчанию), и директивы оператору-баллистику на запуск решения целевой задачи (при использовании баллистической экспертной системы – ее директивой), а также посредством диалога, возможного после завершения очередной итерации (сближения).

## 14.7. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

Основные принципы разработки методов, моделей, алгоритмов, а также программ для ОПД КА непосредственно связаны с требованиями, предъявляемыми к характеристикам решения, и особенностями общей схемы.

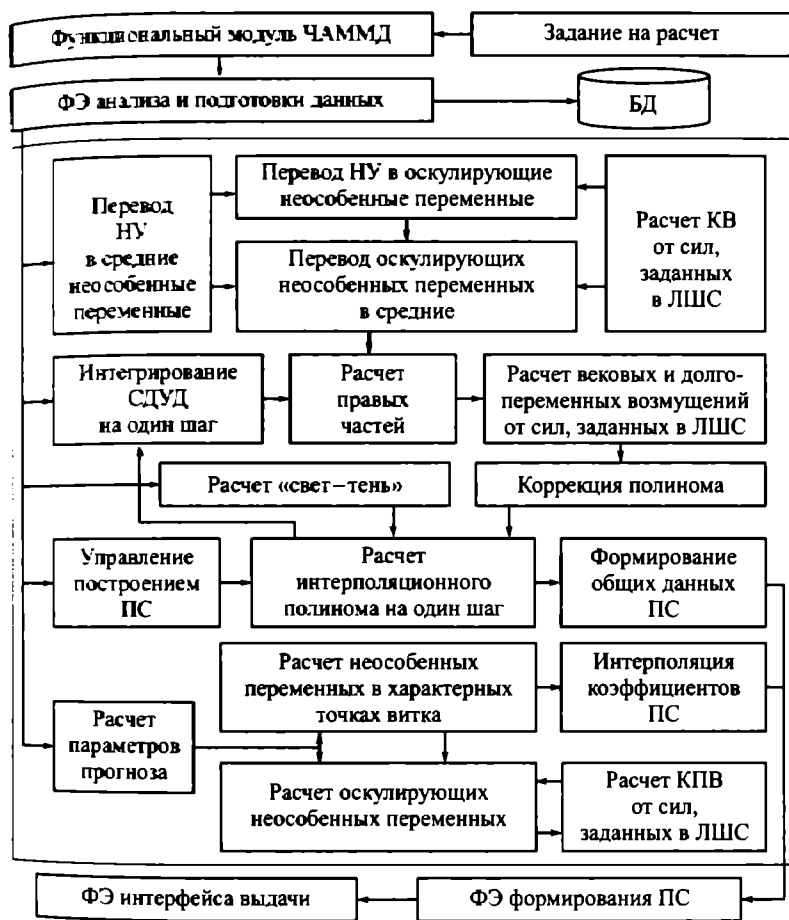


Рис. 14.4. Схема структуры функционального модуля численно-аналитической математической модели движения (ЧАММД), используемого в итерационной процедуре решения задачи ОПД:

БД – банк данных; КРВ – короткопериодическое возмущение; ЛШС – логическая шкала сил; ФЭ – функциональный элемент; ПС – полиномиальная среда; КВ – кратковременное возмущение

Наиболее важными условиями задачи определения параметров движения служат требования точности, оперативности и надежности решения. В общем случае они несовместимы и противоречивы, что является одной из главных причин многообразия методов ОПД.

Под точностью ОПД понимают степень отличия истинного движения КА от рассчитываемого с помощью ММД. Используемые для получения оценки параметров движения ИТНП и априорные данные об уточняемых параметрах, а также вектор расчетных значений измеряемых параметров неизбежно содержат погрешности, поэтому степень отличия действительной траектории от расчетной понимается лишь в некотором среднестатистическом смысле. Это обстоятельство существенным образом влияет на выбор метода ОПД. Широкое распространение помимо упоминавшегося метода максимального правдоподобия получили следующие методы обработки ИТНП [17, 31, 34]: максимальной апостериорной вероятности и условного математического ожидания.

На практике известен и метод наименьших квадратов (МНК), применение которого не всегда связывается с вероятностными интерпретациями. Оценку параметров движения, согласно МНК, получают из условия

$$\mathbf{q}^* = \arg \min [\mathbf{h}' - \mathbf{h}(\mathbf{q})]^T \mathbf{P} [\mathbf{h}' - \mathbf{h}(\mathbf{q})], \quad (14.6)$$

где  $\mathbf{h}(\mathbf{q})$  – вектор расчетных значений измеряемых параметров;  $\mathbf{h}'$  – вектор реальных ИТНП;  $\mathbf{P}$  – весовая матрица.

Для нахождения  $\mathbf{q}^*$  используют неоднократно описанную в литературе итерационную процедуру Ньютона, применяемую к линейаризованной зависимости  $\mathbf{h}(\mathbf{q})$ . При этом на первой итерации решают так называемую систему нормальных уравнений (СНУ)

$$(\mathbf{dh}/d\mathbf{q}_0)^T \mathbf{P} (\mathbf{dh}/d\mathbf{q}_0) \Delta \mathbf{q}_0 = (\mathbf{dh}/d\mathbf{q}_0)^T \mathbf{P} \Delta \mathbf{h}, \quad (14.7)$$

где  $(\mathbf{dh}/d\mathbf{q}_0)$  – матрица производных от вектора измерений по начальным условиям (априорным параметрам движения)  $\mathbf{q}_0$ ;  $\Delta \mathbf{q}_0$  – вектор искомых поправок к вектору  $\mathbf{q}_0$ ;  $\Delta \mathbf{h} = \mathbf{h}' - \mathbf{h}(\mathbf{q}_0)$  – невязки измерений.

Решая систему (14.7), получим поправки, используемые для корректировки значений параметров движения:

$$\mathbf{q}_1^* = \mathbf{q}_0 + \Delta \mathbf{q}_0. \quad (14.8)$$

Сформировав новую СМУ вида (14.2), где вместо  $\mathbf{q}_0$  используется найденный вектор  $\mathbf{q}_1$ , получим вектор поправок  $\Delta \mathbf{q}_1$ . В конечном счете оценку параметров движения найдем как сумму ряда

$$\mathbf{q}_1^* = \mathbf{q}_0 + \Delta \mathbf{q}_0 + \Delta \mathbf{q}_1 + \dots + \Delta \mathbf{q}_N. \quad (14.9)$$

В большинстве случаев описанный алгоритм позволяет с требуемой точностью получить искомую оценку. Однако иногда поиск оценки сопровождается трудностями, связанными с получением и интерпретацией результатов. Выражается это в том, что оценка определяется с неудовлетворительной точностью, а в некоторых случаях ряд (14.9) вообще расходится. Описанное явление отмечается при решении широкого класса задач оценивания состояния динамических систем по результатам измерений, в связи с чем в последние годы появилось много работ, посвященных анализу указанной ситуации и разработке способов ее преодоления.

Возможность решения задачи ОПД существенным образом зависит от матрицы  $\mathbf{A} = (d\mathbf{h}/d\mathbf{q}_0)$ . Если ее ранг, а следовательно, и ранг матрицы  $(\mathbf{A}^T \mathbf{A})$  меньше размерности вектора параметров движения  $m$ :

$$\text{rang}(\mathbf{A}) = \text{rang}(\mathbf{A}^T \mathbf{A}) < m, \quad (14.10)$$

то задача нахождения  $\mathbf{q}^*$  не имеет однозначного решения. Однако и при

$$\text{rang}(\mathbf{A}) = \text{rang}(\mathbf{A}^T \mathbf{A}) \geq m \quad (14.11)$$

(эквивалент выполнения условия наблюдаемости) задача может решаться с неудовлетворительной точностью [13, 15] при плохой обусловленности матрицы  $\mathbf{A}$  (близости ее к вырожденной). Количественной характеристикой степени обусловленности матрицы является так называемое число обусловленности, которое для произвольной квадратной матрицы  $\mathbf{C}$  размерами  $m \times m$  определяется как

$$\text{cond} \mathbf{C} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^{-1}. \quad (14.12)$$

Отметим, что у самых, образно говоря, невырожденных матриц (единичных, ортогональных и матриц перестановок) число обусловленности ( $\text{cond}$ ) равно единице, у вырожденных матриц  $\text{cond}$  обращается в бесконечность, а у всех остальных имеет некоторое промежуточное значение. Число обусловленности – важнейшая характеристика матрицы и играет главенствующую роль в оценках возможного относительного изменения вектора решения системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) вследствие возмущения элементов матриц или столбца правых частей.

Пусть решается СЛАУ

$$Cx = d, \quad (14.13)$$

и необходимо оценить, как изменится решение системы  $x$ , если изменить вектор  $d$  правых частей на малую величину  $\delta d$ . Оказывается справедливо следующее неравенство:

$$\delta x/x < \alpha \operatorname{cond}(C) \delta d/d. \quad (14.14)$$

Здесь  $\alpha$  – некоторый коэффициент, зависящий от точности используемой машинной математики и порядка решаемой системы. При чем равенство (14.14) достигается хотя бы на одном векторе  $\delta d$ .

Аналогичное соотношение справедливо для случая, когда матрица  $C$  возмущена на значение  $\delta C$ :

$$\delta x/x < \beta \operatorname{cond}(C) \delta C/d. \quad (14.15)$$

Таким образом, число обусловленности является множителем в этих оценках и показывает, во сколько раз может увеличиться относительная погрешность решения системы (14.13) из-за погрешностей вычисления элементов  $C$  и  $d$ , погрешностей решения системы и просто неточности представления чисел в разрядной сетке ЭВМ.

Разумеется, верхняя граница увеличения погрешностей достигается не при каждом решении, так как это зависит от ориентации вектора  $\delta d$  в  $M$ -мерном пространстве столбцов матрицы  $C$ . Однако при решении конкретной системы фактические ошибки  $\delta d$  и  $\delta C$  неизвестны, и исследователь должен быть готов к наихудшему варианту. Как показали исследования, реальные значения нормальных чисел обусловленности матрицы СЛУ могут достигать уровня  $10^{12} \dots 10^{13}$ . В таких условиях даже малые ошибки в элементах матрицы  $A$  и вектора  $\Delta h$  могут привести к значительному искажению искомым поправок  $\Delta q_0$ .

Следуя [13, 15], введем понятие обусловленности задачи ОПД КА. Задача ОПД хорошо обусловлена, если имеющаяся совокупность измерений  $h'$  обеспечивает устойчивое отыскание  $q''$  с требуемой точностью, т. е. матрица СЛУ хорошо обусловлена, в противном случае задача ОПД плохо обусловлена. В алгоритме решения должны быть предусмотрены средства для обнаружения случаев плохой обусловленности задачи и методы, позволяющие даже при этом получить приемлемый результат.

Разработанные методы решения плохо обусловленных задач можно разделить на две группы. К первой отнесем методы, основанные на качественном анализе конкретной физической задачи и позволяющие априори оценить возможность решения на различных выборках измерений. Ценность такого подхода заключается в том, что он позволяет предвидеть трудные для решения случаи и заранее предложить варианты планирования сеансов измерений для надежного определения параметров движения или сократить количество параметров, подлежащих уточнению. Для практического решения задачи ОПД эти рекомендации имеют ограниченную ценность, поскольку, во-первых, они выводятся с использованием разных упрощений, а во-вторых, часто исследователь лишен возможности влиять на выборку измерений и решает задачу по имеющимся сеансам ИТП.

Ко второй группе отнесем методы, основанные на усовершенствовании вычислительной процедуры решения СЛУ. Подобные методы позволяют повысить точность и устойчивость алгоритма ОПД. К ним причисляют усовершенствованные методы обращения плохо обусловленных матриц, методы частичной регуляризации ограничением элементов обратной матрицы, регуляризующие процессы типа Ньютона – Канторовича, стабилизирующий метод Левенберга – Мангуарда, методы использования априорной информации и др.

Одним из наиболее перспективных методов решения плохо обусловленных задач ОПД считается метод сингулярного разложения матриц, обладающий рядом преимуществ по сравнению с остальными. В соответствии с ним любая вещественная матрица  $C$   $m \times n$  ранга  $k$  может быть представлена в виде

$$C = U \Sigma V^T, \quad (14.16)$$

где  $U$  – ортогональная матрица  $m \times m$ ;  $V$  – ортогональная матрица  $n \times n$ ;  $\Sigma$  – псевдодиагональная матрица  $m \times n$  вида

$$\Sigma = \begin{pmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_k & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

причем  $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_k > 0$  – сингулярные числа матрицы  $C$ .

Ранг матрицы определяют путем анализа множества ее сингулярных чисел:

$$S = \{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m\}. \quad (14.17)$$

Если  $l$  этих чисел оказались нулевыми, то

$$\text{rank}(C) = m - l = k. \quad (14.18)$$

Наличие погрешностей вычислений приводит к тому, что все  $\sigma_i$  из множества  $S$  оказываются ненулевыми. Для отбраковки сингулярных чисел вводится некоторая величина  $\tau$ , характеризующая относительную точность вычислений на конкретной ЭВМ, и все  $\sigma_i < \tau$ .

Число обусловленности матрицы  $C$  может быть определено с помощью сингулярных чисел по формуле

$$\text{cond}(C) = \sigma_{\max} / \sigma_{\min}, \quad (14.19)$$

где  $\sigma_{\max}$ ,  $\sigma_{\min}$  – максимальное и минимальное сингулярные числа соответственно.

Таким образом, сингулярное разложение матриц дает возможность получить объективную информацию о степени обусловленности решаемой задачи ОПД, что позволяет предусмотреть в специализированных пакетах программ обработки данных соответствующую реакцию для критических случаев (предупреждение оператору, прерывание решения или изменение состава уточняемых параметров). Ранг и число обусловленности СЛУ должны выдаваться оператору вместе с другой информацией, помогающей оценить качество решения.

Достижению высокой точности ОПД могут препятствовать аномальные и систематические погрешности измерений. Аномальные погрешности могут существенно исказить конечный результат обработки, поэтому все применяемые на практике методы ОПД КА включают ту или иную процедуру выявления недоброкачественных измерений. Как правило, такие измерения из выборки на каждой итерации исключаются, хотя существуют алгоритмы, в которых недоброкачественным измерениям присваивается существенно заниженный вес.

Наиболее простыми и распространенными являются процедуры, в которых используют некоторые эвристические соображения. Такие процедуры можно разделить на две группы по исходным предпосылкам, принимаемым относительно погрешностей измерений.

При разработке процедур первой группы множество всех измерений  $h$  считается одной выборкой из некоторой гипотетической совокупности ИТП. Путем оценки внутренней согласованности результатов измерений решается задача отбраковки аномальных измерений. Для этого рассчитывается последовательность допустимых отклонений реальных значений  $h$  от их расчетных аналогов  $h(q)$  на каждой итерации.

В процедурах второй группы предполагается, что сеансы измерений являются выборками, характеризующимися своими погрешностями. Для исключения аномальных погрешностей измерений решают две задачи:

- выявление сеансов, содержащих большие погрешности;
- исключение аномальных результатов измерений внутри каждого сеанса.

Несмотря на сравнительную простоту, эти процедуры, как правило, существенно зависят от специфики конкретной задачи и ее особенностей (условий наблюдения КА, влияния тех или иных погрешностей модели движения, особенностей работы измерительных средств). Весьма проблематичными при этом являются вопросы нахождения значений конечных допусков, учета влияния на отклонение измерений отдельных погрешностей в начальных условиях и др.

В последнее время заметно возрос интерес к разработке более строгих и обоснованных способов борьбы с аномальными измерениями на основе использования достижений теории робастного оценивания, дискриминантного анализа, распознавания образов.

Близкие проблемы приходится решать при разработке способов снижения влияния систематических погрешностей на точность ОПД. Полное исключение этого влияния для МНК происходит при точном учете корреляции между погрешностями измерений. Однако уровень знания значений фактической корреляции обычно крайне низок.

В практике ОПД КА используют алгоритмы, представляющие три основных направления развития способов снижения влияния

систематических погрешностей измерений, разработанные в рамках МНК:

1) обнаружение и исключение из обработки групп измерений, содержащих систематические погрешности, путем выбора допустимых отклонений измеренных параметров от их расчетных значений;

2) выбор веса измерений на основе оценки значений систематических погрешностей группы измерений;

3) включение характеристик систематических погрешностей измерений в число оцениваемых параметров  $q$ .

Применение перечисленных способов позволяет в ряде случаев заметно повысить точность ОПД.

### **14.8. ПОВЫШЕНИЕ ОПЕРАТИВНОСТИ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ**

Наряду с точностью важным показателем качества решения задач обработки ИТНП является оперативность получения результатов, под которой обычно понимают интервал времени, необходимый для вычисления оценок параметров движения КА после поступления в центр обработки последнего измерения. Поскольку практически все методы расчета параметров движения основаны на использовании итерационных процедур, оперативность определяется как временем выполнения каждой итерации, так и скоростью сходимости процесса последовательных приближений (рис. 14.5).

К уменьшению количества итераций обычно приводит привлечение априорной информации об оцениваемых параметрах и ограничение диапазона их возможного изменения. При усложнении модельных зависимостей число необходимых итераций также может сокращаться, хотя увеличение объема вычислений на каждой итерации не всегда позволяет достигнуть повышения оперативности расчетов.

Приведем частный пример повышения точности прогнозирования движения КА за счет усложнения учета возмущений в правых частях СДУ, а следовательно, роста затрат машинного времени. Такое усложнение может привести к сокращению числа итераций в краевой задаче и, как следствие, к уменьшению общего времени расчетов. Как известно, точность прогнозирования параметров движения зависит от полноты и строгости учета возмущающих факторов,

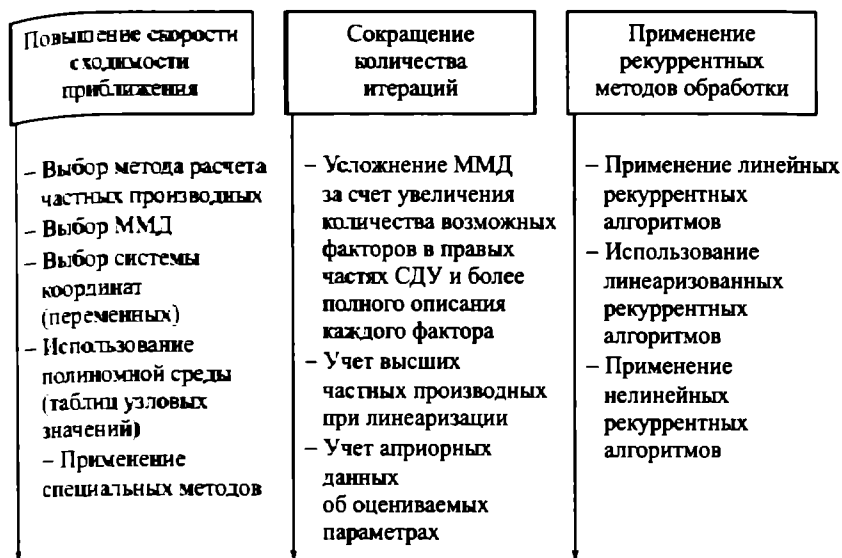


Рис. 14.5. Способы повышения оперативности обработки ИТНП

действующих на КА, и метода моделирования движения, т. е. метода решения системы дифференциальных уравнений, описывающих движение КА. Влияние тех или иных возмущающих факторов на точность прогнозирования движения зависит от параметров орбиты КА (высоты, эллиптичности), а также от массогабаритных и аэродинамических характеристик. Модель ГПЗ благодаря непрерывному совершенствованию методов исследования, использованию спутниковых данных и нарастающему объему гравиметрических измерений известна (как показано выше) в настоящее время с достаточно высокой точностью, что позволяет правильно учитывать гравитационные возмущения при моделировании движения КА.

Поскольку моделирование движения для большого числа задач проводится с применением численного интегрирования уравнений, описывающих движение, использование высокоточных моделей ГПЗ требует очень большого объема вычислений и снижает необходимую оперативность решения задач управления полетом. Учет модели ГПЗ, описываемого восемью гармониками разложения в ряд по сферическим функциям, приводит к удвоению объема вы-

числений по сравнению с использованием модели нормального ГПЗ, а при реализации 16 гармоник разложения объем вычислений увеличивается уже в 14–16 раз. Повышение оперативности расчетов при моделировании движения с достаточно строгим учетом аномалий ГПЗ (определяется целевым назначением КА) достигается использованием и совершенствованием аналитических и численно-аналитических моделей, а также новыми формами представления ГПЗ (например, системой точечных масс).

Гравитационные возмущения от Луны и Солнца нетрудно учесть при любом методе моделирования движения КА, так как масса Луны и Солнца, а также орбиты Луны и Земли известны в настоящее время с достаточной для решения этих задач точностью. Объем вычислений при этом возрастает незначительно (на 10...15 %).

Стремление сократить суммарное время получения искомых оценок  $\mathbf{q}^*$ , а также возникающие в ряде случаев существенные ограничения на объем памяти и быстродействие ЭВМ привели к разработке методов, использующих не полный объем измерительных данных, а только его часть (в пределе – одно измерение). Такие методы, как отмечалось выше (см. § 14.5), называют рекуррентными.

Недостатками рекуррентных алгоритмов обработки являются существенное усложнение методов исключения влияния аномальных измерений и систематических ошибок, накопление неконтролируемых ошибок модели движения и измерений при больших интервалах обработки.

При фиксированных оперативных характеристиках к современным методам ОПД предъявляют требования высокой надежности получения результатов, т. е. обеспечения требуемой точности расчетов при довольно значительных изменениях исходных данных (изменении объема и качества измерений, характеристик точности и пр.). Большое влияние на этот показатель оказывает принадлежность задачи ОПД к классу некорректных.

Надежность получения решения задачи ОПД зависит от особенностей используемых численных процедур. В применяемых расчетных соотношениях могут содержаться источники нарушения вычислительной устойчивости (появление близких к нулю знаменателей), плохая сходимость итерационных процедур поиска корней и др. Некоторое влияние оказывают и особенности машинной математики.

# 14.9. ХАРАКТЕРИСТИКА ОБЛАСТЕЙ НЕКОРРЕКТНОСТИ ЗАДАЧИ ОПЕРАТИВНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ТЕКУЩИХ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

Возвращаясь к материалам § 4.5, 4.6 и 4.7, рассмотрим области их применимости в контексте обсуждаемых задач.

Из совокупности факторов, приводящих к обобщенной некорректности постановки задач БНО, остановимся на проблеме наблюдаемости. С одной стороны, это позволит «перекинуть мостик» от критерия наблюдаемости пар ультраоснащений, характеризующего необходимые и достаточные условия в рамках теории ультраоператоров, к теории наблюдаемости динамических систем, с другой – проиллюстрировать особенности решения ОНКЗ определения вектора состояния КА по выборкам измерений текущих навигационных параметров, характеризующихся для малопунктных технологий сокращением числа ИТП при сохранении требований оперативности и точности определения движения КА.

Под свойством наблюдаемости системы в ее классической трактовке, как отмечалось ранее (см. § 5.1), принято понимать свойство взаимно однозначного соответствия между множествами измеряемых и оцениваемых параметров. Это соответствие определяется уравнениями, описывающими состояние системы. Одна из причин нарушения условий наблюдаемости модели по результатам измерений заключается в том, что среди уточняемых параметров встречаются так называемые информационно необеспеченные, когда информация об их значениях отсутствует.

В то же время на практике часто приходится иметь дело со случаями, когда система хотя и является теоретически наблюдаемой, но в процессе определения вектора состояния (ВС) обнаруживаются те же негативные особенности, которые характерны для ненаблюдаемой. Такие системы принято называть плохонаблюдаемыми [13, 15]. В соответствии с изложенными положениями общей теории для обнаружения факта плохой наблюдаемости требуется введение критерия (критериев) частного типа, отражающего (отражающих) метрические свойства системы. Одним из наиболее простых и удобных для использования критериев подобного типа является критерий, связанный с собственными значениями матрицы наблюдаемости, в качестве которой может служить матрица Грама для функций влияния оцениваемых параметров.

Это матрица имеет вид

$$G = A^T A, \quad (14.20)$$

где  $A$  – матрица частных производных от измеряемых параметров по уточняемым компонентам ВС.

Обозначим через  $\lambda_j$ ,  $j = 1, \dots, n$ , собственные числа матрицы  $G$  и рассмотрим нормированный спектр матрицы Грама, где

$$z_j = \lambda_1 / \lambda_j, \quad j = 1, \dots, n, \quad (14.21)$$

$$z_1 < z_2 < \dots < z_n.$$

Для системы, ненаблюдаемой в точном калмановском смысле и имеющей ранг наблюдаемости  $k$ ,  $(n - k)$  чисел  $\lambda_j$  будут нулевыми. Для плохонаблюдаемых систем ряд собственных чисел имеют малые значения. В этом случае величины  $z_j$  положительны и могут быть достаточно большими, а их числовые значения характеризуют качество наблюдаемости системы в некоторой окрестности значений оцениваемых параметров, при которых вычисляется матрица (14.20).

Теоретические исследования и результаты расчетов с использованием реальных ИТНП показывают, что характеристики наблюдаемости в значительной степени зависят от продолжительности мерного интервала, динамики относительного движения центра масс КА и расположения трассы на поверхности Земли, а также от числа пунктов, задействованных для получения ИТНП. Это положение иллюстрируется данными табл. 14.1, где приведены характеристики наблюдаемости для КА с различными параметрами орбит. В частности, табл. 14.1 показывает, что при получении ИТНП с двух различных ИП на коротком мерном интервале характеристики наблюдаемости могут быть хуже, чем при получении ИТНП с одного ИП, но на более продолжительном мерном интервале.

Покажем, что в условиях плохой наблюдаемости на выборке ИТНП задача определения ВС принадлежит к классу некорректных (неустойчивых) задач. Пусть точность задания исходных данных – матрицы и правой части СНУ – характеризуется соответственно  $\delta A$  и  $\delta h$ . Поскольку матрица СНУ симметричная, ортогональными преобразованиями

$$dq = C\zeta, \quad (14.22)$$

$$A^T P dh = C\xi \quad (14.23)$$

ее можно привести к диагональному виду:

$$\Lambda \xi = \xi, \quad (14.24)$$

где  $\Lambda = \text{diag} (\lambda_1, \dots, \lambda_n)$ .  $\lambda_1, \dots, \lambda_n$  – собственные числа матрицы СЛУ.

Таблица 14.1

**Характеристики наблюдаемости в зависимости  
от параметров орбиты**

| Параметры орбиты |            |       |          |          |           | Число ИП | $\frac{\lambda_{\max}}{\lambda_{\min}}$ |
|------------------|------------|-------|----------|----------|-----------|----------|-----------------------------------------|
| $T_{\text{к,ч}}$ | $i$ , град | $e$   | $h$ , км | $H$ , км | Тип ИТП*  |          |                                         |
| 1,46             | 51,6       | 0,003 | 195,2    | 225,3    | $D$       | 1(3,8)** | $0,2 \cdot 10^{23}$                     |
|                  |            |       |          |          |           | 2(1,2)   | $0,236 \cdot 10^{18}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 2(10,1)  | $0,163 \cdot 10^{13}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 3(10,1)  | $0,163 \cdot 10^{10}$                   |
| 1,60             | 83,5       | 0,001 | 945,1    | 973,6    | $\dot{D}$ | 1(4,0)   | $0,101 \cdot 10^{25}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 2(9,3)   | $0,989 \cdot 10^{21}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 2(300,1) | $0,190 \cdot 10^9$                      |
|                  |            |       |          |          |           | 2(1441)  | $0,211 \cdot 10^6$                      |
| 11,95            | 62,9       | 0,714 | 1237,3   | 39150,6  | $D$       | 1(10,0)  | $0,429 \cdot 10^{17}$                   |
|                  |            |       |          |          | $\dot{D}$ | 1(120,3) | $0,981 \cdot 10^{14}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 1(360,1) | $0,295 \cdot 10^{14}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 2(51,3)  | $0,295 \cdot 10^{16}$                   |
| 24,5             | 1,4        | 0,000 | 36 520,6 | 36 540,4 | $D$       | 1(15,5)  | $0,329 \cdot 10^{23}$                   |
|                  |            |       |          |          | $\dot{D}$ | 1(61,4)  | $0,900 \cdot 10^{17}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 1(180,2) | $0,741 \cdot 10^{16}$                   |
|                  |            |       |          |          |           | 2(41,0)  | $0,751 \cdot 10^{16}$                   |

\*  $D$  – наклонная дальность;  $\dot{D}$  – радиальная скорость.

\*\* В скобках указан мерный интервал, мин.

Столбцы матрицы  $C$  представляют ортонормированную систему собственных векторов матрицы  $A^T P A$ .

Если ВС КА ненаблюдаем в точном калмановском смысле, матрица  $C N U$  является вырожденной и имеет ранг, равный  $k < n$ , а  $n-k$  ее собственных чисел равны нулю. Однако на практике ВС КА на коротком мерном интервале является плохонаблюдаемым, и в этом случае

$$\lambda_j < \varepsilon, \quad j = k + 1, \dots, n, \quad (14.25)$$

где  $\varepsilon$  – некоторое положительное малое число.

Значения величин  $\lambda_{k-1}, \dots, \lambda_n$  могут быть сколь угодно малыми при достаточно малом  $\delta A$ . Если они не равны нулю, то

$$\zeta = A^{-1} \xi. \quad (14.26)$$

При этом могут происходить такие возмущения  $C N U$ :

$$A^T P A d q = A^T P d h, \quad (14.27)$$

где  $P$  – матрица размерами  $n \times m$  веса измерений;  $d h$  –  $m$ -мерный вектор разностей измеренных и рассчитанных по вектору  $q$  значений ИТНП, используемый для вычисления вектора поправок в процессе применения МНК при статистической обработке ИТНП, для которых элементы вектора  $\zeta$  будут принимать любые случайные значения, т. е. задача нахождения решения системы (14.27) в случае плохой наблюдаемости неустойчива. Тем самым сформулированная задача оценивания ВС относится к классу некорректных в рамках обсуждаемой постановки.

Верхняя граница возможных возмущений в решении в зависимости от числа обусловленности определяется (см. § 14.7) формулой

$$\delta q \leq \text{cond}(A^T P A) (\delta A + \delta h) / (1 - \text{cond}(A^T P A)). \quad (14.28)$$

Следует отметить, что в задаче определения ВС КА часто полагают, что матрица  $C N U$  известна точно. Это предположение обосновывается доводами о более низких требованиях к точности расчета матрицы частных производных по сравнению с погрешностями измерений.

Таким образом, с точки зрения вычислений негативное влияние нарушений условий наблюдаемости ВС КА на малой выборке ИТНП проявляется в плохой обусловленности задачи определения ВС (неустойчивости решения к погрешностям исходных данных).

В дальнейшем под плохонаблюдаемой выборкой будем понимать [15] выборку ИТНП, для которой при заданных моделях и распределении ошибок в векторе ИТНП  $\delta h$  классическая МНК-оценка не обеспечивает выполнения заданных требований по точности. Иначе говоря, плохонаблюдаемая выборка приводит к необходимости решения некорректных (информационно необеспеченных) задач определения движения КА.

#### **14.10. РЕШЕНИЕ НЕКОРРЕКТНОЙ ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Из множества частных примеров практически значимых результатов обсуждаемой теории ограничимся рассмотрением уже упоминавшегося случая ОПД геостационарного ретранслятора при малопунктной технологии управления.

В связи с необходимостью удержания геостационарных КА (ГКА) на заданной долготе в период активного существования периодически должна проводиться коррекция их орбиты (как правило, один раз в 2–4 месяца).

Рассмотрим, ориентируясь на исследования проф. В.В. Бетанова, типичные результаты определения ВС ГКА по однопунктной и штатной (многопунктной) схемам ИТНП. Реализация штатной схемы ИТНП в рассматриваемом примере проводилась с двух разных ИП. Определение движения ГКА по ИТНП осуществлялось в течение шести месяцев с периодичностью 28–30 сут. Параметры орбиты ГКА:  $T_{др} = 23$  ч 56 мин,  $e = 0,00023$ ,  $i = 13$  мин 27 с,  $h = 35773,8$  км,  $H = 35791,7$  км. В табл. 14.2 приведены отклонения уточненных параметров орбиты ГКА, полученных при определении ВС КА по однопунктной схеме ИТНП, от соответствующих величин, полученных при обработке ИТНП штатной схемы.

Результаты расчетов (см. табл. 14.2) показывают, что при определении ВС ГКА по однопунктной схеме ИТНП значительно ухудшается точность определения положения плоскости орбиты. Полученные в этом случае ошибки в наклонении орбиты превышают заданный допуск в 60 угл. с. Ошибки определения времени выхода на начало витка в решениях по однопунктной схеме ИТНП характеризуются значительными вариациями относительно штатных решений, но при этом отклонения не превышают допустимые как на момент уточнения ВС, так и в конце интервала прогнозирования.

Таблица 14.2

## Отклонение уточненных параметров ГКА

| № решения | $dt$ , с | $dT_{др}$ , с | $d_i$ , угл. мин |
|-----------|----------|---------------|------------------|
| 1         | -12,187  | -0,090        | 9,19             |
| 2         | -11,099  | -0,488        | 6,45             |
| 3         | -6,076   | -0,996        | -4,43            |
| 4         | -6,129   | -0,201        | -5,29            |
| 5         | 7,208    | 0,453         | -3,59            |
| 6         | 11,466   | -0,706        | -6,16            |

В табл. 14.3 приведены отношения значений чисел обусловленности матрицы частных производных и диагональных элементов ковариационной матрицы погрешностей вектора поправок к уточняемому ВС однопунктной схемы ИТП ( $C_{\lambda_0} - C_{\lambda_5}$ ) к соответствующим значениям штатной схемы ( $C_{\lambda_{0ш}} - C_{\lambda_{5ш}}$ ). Данные табл. 14.2 характеризуют точность определения параметров орбиты по однопунктной схеме ИТП в зависимости от продолжительности мерного интервала и в определенной степени дают интерпретацию результатов в табл. 14.3 с точки зрения теории наблюдаемости динамических систем и статистического оценивания. При расчетах использовалась ММД КА в неособенных переменных:

$$\lambda_0 = a, \quad \lambda_1 = e \cos(\omega + \Omega), \quad \lambda_2 = e \sin(\omega + \Omega), \quad \lambda_3 = \sin(0,5i) \cos\Omega, \\ \lambda_4 = \sin(0,5i) \sin\Omega, \quad \lambda_5 = \vartheta + \omega + \Omega,$$

где  $a, e, i, \Omega, \omega, \vartheta$  – традиционные кеплеровы элементы.

Результаты табл. 14.3 позволяют сделать следующие выводы:

1) компонента  $\lambda_5$  является параметром, потенциально наиболее устойчивым к изменению продолжительности мерного интервала и имеющим менее значимую относительную вариацию ошибки в сравнении с ошибками в определении других компонент;

2) совместный анализ данных табл. 14.2 и 14.3 показывает, что ошибки в драконическом периоде зависят от точности определения большой полуоси орбиты  $\lambda_0$ ;

3) из табл. 14.3 следует, что ошибки в определении  $\lambda_0$  по отношению к штатному решению в значительной степени зависят от продолжительности мерного интервала, но на мерном интервале, продолжительность которого близка к двухсуточному, ошибки в

драконическом периоде, полученные при определении движения КА по однопунктной схеме, близки к ошибкам штатных решений;

4) при однопунктной схеме ИТНП ошибки компонент ВС, включающих величины, определяющие положение плоскости орбиты и угловое положение перигея ( $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ ), наиболее значимы по отношению к ошибкам соответствующих компонент штатных решений.

Таблица 14.3

**Отношения значений диагональных элементов  
ковариационной матрицы**

| № цикла ИТНП | Мерный интервал, ч | Отношение чисел обусловленности | $\frac{C_{\lambda_0}}{C_{\lambda_{0ш}}}$ | $\frac{C_{\lambda_1}}{C_{\lambda_{1ш}}}$ | $\frac{C_{\lambda_2}}{C_{\lambda_{2ш}}}$ | $\frac{C_{\lambda_3}}{C_{\lambda_{3ш}}}$ | $\frac{C_{\lambda_4}}{C_{\lambda_{4ш}}}$ | $\frac{C_{\lambda_5}}{C_{\lambda_{5ш}}}$ |
|--------------|--------------------|---------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|------------------------------------------|
| 1            | 44                 | 1,515                           | 1,007                                    | 4,296                                    | 5,561                                    | 5,641                                    | 4,686                                    | 1,0178                                   |
| 2            | 16                 | 34,055                          | 6,901                                    | 13,206                                   | 21,927                                   | 2,210                                    | 15,317                                   | 1,3610                                   |
| 3            | 10                 | 138,711                         | 14,872                                   | 30,150                                   | 17,210                                   | 16,572                                   | 33,072                                   | 1,8823                                   |
| 4            | 38                 | 7,045                           | 2,111                                    | 7,212                                    | 5,748                                    | 6,491                                    | 7,531                                    | 1,0211                                   |
| 5            | 21                 | 10,133                          | 3,834                                    | 13,284                                   | 9,704                                    | 1,065                                    | 13,040                                   | 1,3549                                   |
| 6            | 13                 | 112,030                         | 12,621                                   | 28,378                                   | 14,756                                   | 5,360                                    | 30,213                                   | 1,8719                                   |

Таким образом, применение в практике БНО ГКА алгоритмов, основанных на использовании обобщенного МНК, не обеспечивает, как было продекларировано нами ранее, требуемую точность и надежность определения ВС при однопунктной схеме ИТНП.

В предельном случае, при переходе от вырожденной матрицы СНУ (СУУ) к плохообусловленной, неоднозначность решения проявляется в наличии линейных связей между уточняемыми компонентами вектора состояния. Для этой ситуации характерна мультиколлениарность векторов, образующих матрицу частных производных. Для исключения неопределенности в решении задачи ОВС применим подход, основанный на анализе корреляционной структуры СНУ и формировании идентифицирующих ограничений вида

$$R \, dq = 0. \quad (14.29)$$

По определению, если  $\mathbf{R}$  – матрица размерами  $s \times n$ , то ограничения (14.29) являются идентифицирующими тогда, когда строки матрицы частных производных  $\mathbf{A}$  размерами  $m \times n$  линейно не зависят от строк матрицы  $\mathbf{R}$  и столбцы матрицы  $\mathbf{R}$  линейно независимы.

В качестве строк матрицы  $\mathbf{R}$  выберем совокупность  $s = (n - k)$  ортогональных векторов, которые не зависят линейно от строк матрицы  $\mathbf{A}$ . В этом случае матрица  $\mathbf{G} = [(\mathbf{P}^{1/2} \mathbf{A})^T; \mathbf{R}^T]^T$  размерами  $(m + s) \times n$  имеет ранг  $n$ .

В основу формирования матрицы  $\mathbf{R}$  положим [15] следующие соображения:

- индекс  $s$  равен числу оцениваемых компонент ВС, для которых справедливы линейные связи с компонентами, содержащими наклонение орбиты;

- компоненты ВС, имеющие большее априори ожидаемое СКО ошибок, должны иметь меньшие значения.

Для определения парной коллинеарности столбцов матрицы частных производных преобразуем сформированную СЧУ к задаче нахождения решения в нормированном базисе. Это позволит оценить значения компонент ВС в относительных величинах (исключается фактор различия размерностей компонент ВС).

Преобразованная СЧУ имеет вид

$$\sim(\mathbf{A}) \sim d\mathbf{q} = \sim \mathbf{b}, \quad (14.30)$$

где  $\sim \mathbf{A} = \mathbf{Z}^T \cdot \mathbf{Z}$ ;  $\mathbf{Z} = (\mathbf{P}^{1/2} \cdot \mathbf{A}) \mathbf{T}^{-1}$ ;  $\sim \mathbf{b} = \mathbf{Z}^T \cdot d\mathbf{h}$ ;  $\mathbf{T} = \text{diag}(t_1, \dots, t_n)$ ;  $t_j$  – евклидова норма  $j$ -го столбца матрицы  $\mathbf{P}^{1/2} \mathbf{A}$ ;

$$d\mathbf{q} = \mathbf{T}^{-1} \cdot \sim(d\mathbf{q}). \quad (14.31)$$

В результате такого преобразования элементы  $\sim a_{ij}$  можно рассматривать с двух позиций: во-первых, как значения косинусов углов в  $m$ -мерном пространстве между векторами  $[\mathbf{P}^{1/2} \mathbf{A}^{(i)}]$  и  $[\mathbf{P}^{1/2} \mathbf{A}^{(j)}]$ , где  $\mathbf{A}^{(i)}$ ,  $\mathbf{A}^{(j)}$  – соответственно  $i$ -й и  $j$ -й столбцы матрицы частных производных  $\mathbf{A}$ ; во-вторых, их можно интерпретировать как коэффициенты парной корреляции компонент определяемого ВС.

Значения  $\sim a_{ij}$ , близкие единице, говорят о наличии парных линейных связей (парной корреляции) между компонентами  $dq_i$  и  $dq_j$ . Из множества элементов  $\sim a_{ij}$  будем рассматривать подмножество, ассоциированное с компонентами  $\lambda_1, \dots, \lambda_4$ , оценивание которых подвержено наибольшим погрешностям.

В общем случае процедура формирования матрицы  $\mathbf{R}$  включает следующую последовательность операций [15].

В нижнем треугольнике матрицы  $\sim \mathbf{A}$  на множестве индексов  $\{I\} = \{3, 4, 5\}$  и  $\{J\} = \{2, 3, 4\}$  определяются элементы  $\sim a_{ij}$ , значения которых не менее некоторого критического значения  $\rho_{кр}$ . Для проверки весомости значения  $\sim a_{ij}$  воспользуемся  $t_z$ -статистикой, основанной на  $z$ -преобразованиях Фишера:

$$t_z = 1513 \left[ \lg[(1 + \sim a_{ij}) / (1 - \sim a_{ij})] - \lg[(1 + \rho_{кр}) / (1 - \rho_{кр})] \right] (m - n)^{1/2}. \quad (14.32)$$

После установления линейно зависимых пар  $dq_i, dq_j$  формируется матрица  $\mathbf{R}$ . Для формирования строк матрицы  $\mathbf{R}$  проанализируем для каждой пары  $dq_i, dq_j$  значения их СКО  $\sigma_{dq_i}, \sigma_{dq_j}$ . В соответствии с принципом, предполагающим введение ограничения на значение компоненты, имеющей большее априорно ожидаемое значение ошибки,  $n - 1$  элементов строки матрицы  $\mathbf{R}$  – нулевые, один элемент с индексом  $k$  равен единице.

Индекс  $k$  определяется из условия  $k = i$ , если  $\sigma_{dq_i} > \sigma_{dq_j}$ , и  $k = j$ , если  $\sigma_{dq_i} < \sigma_{dq_j}$ .

В общем случае матрица  $\mathbf{R}$  будет иметь вид

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0 \dots 0 & r_{ki} & 0 \dots 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 \dots 0 & r_{ks} & 0 \dots 0 \end{bmatrix}. \quad (14.33)$$

Вектор поправок вычисляется по формуле

$$dq_f = (\sim \mathbf{A} + \mathbf{F} \mathbf{R}^T \mathbf{R})^{-1} (\sim \mathbf{b}), \quad (14.34)$$

где  $\mathbf{F}$  – в общем случае матрица, выполняющая функцию относительного взвешивания традиционной СЧУ и системы идентифицирующих ограничений (14.33). В дальнейшем под  $\mathbf{F}$  будем понимать матрицу (матричный параметр)  $\mathbf{F} = \text{diag}(f_1, \dots, f_n)$ , диагональные элементы которой, не ассоциированные с ненулевыми элементами матрицы  $\mathbf{R}^T \mathbf{R}$ , полагают равными нулю.

Для получения решения системы типа (14.13) воспользуемся выражением, устанавливающим связь между сингулярным разложением и спектральным разложением неотрицательно-определенной матрицы  $\sim \mathbf{A} = \mathbf{Z}^T \mathbf{Z} = \mathbf{V} \mathbf{S} \mathbf{V}^T$ .

Обозначим

$$\mathbf{u} = \mathbf{V}^T \sim d\mathbf{q}, \quad (14.35)$$

тогда

$$\sim \mathbf{A} + \mathbf{F} \mathbf{R}^T \mathbf{R} = \mathbf{V} (\mathbf{S} + \mathbf{F} \mathbf{R}^T \mathbf{R}) \mathbf{V}^T. \quad (14.36)$$

Учитывая (14.34), получим

$$\mathbf{u} = (\mathbf{S} + \mathbf{F} \mathbf{R}^T \mathbf{R})^{-1} \mathbf{V}^T \sim \mathbf{b}; \quad (14.37)$$

$$d\mathbf{q}_f = \mathbf{T}^{-1} \mathbf{V} \mathbf{u}. \quad (14.38)$$

Нетрудно заметить, что искомая оценка  $d\mathbf{q}_f$  относится к классу смещенных (сжатых, гребневых). Вектор поправок  $d\mathbf{q}_f$  является линейной комбинацией оценок компонент ВС, получаемых с использованием процедуры обобщенного МНК. Это можно показать, выделяя множитель  $\sim \mathbf{A}$  из правой части (14.34), тогда

$$\sim d\mathbf{q}_f = (\mathbf{I} + \mathbf{E} \mathbf{R}^T \mathbf{R} (\sim \mathbf{A})^{-1})^{-1} \sim d\mathbf{q}. \quad (14.39)$$

Одним из преимуществ оценки (14.38) является меньшее значение полного квадрата ошибки при определенном значении компонент  $\mathbf{F}$ . Выбор значений матрицы  $\mathbf{F}$  определяется контекстом решаемой задачи и содержанием гипотезы, положенной в основу применения смещения в получаемой оценке ВС.

Способами формирования  $\mathbf{F}$  могут быть условия выполнения сферических ограничений на норму вектора решения ( $f_1 = \dots = f_n$ )

$$d\mathbf{q}_f^T d\mathbf{q}_f < c_c / f_j, \quad j = 1, \dots, n \quad (14.40)$$

или эллиптических ограничений

$$d\mathbf{q}_f^T \mathbf{F} d\mathbf{q}_f < c_s, \quad (14.41)$$

где  $c_c$ ,  $c_s$  – некоторые априорно ожидаемые значения.

Используется также байесовский подход к выбору  $\mathbf{F}$  из условия

$$f_i = \sigma^2 / \sigma_{dqa}^2, \quad (14.42)$$

где  $\sigma^2$  – дисперсия отдельного наблюдения;  $\sigma_{dqa}^2$  – априорная дисперсия компонент вектора решения.

Применение условия (14.40) затруднено вследствие отсутствия достаточных априорных данных о значении  $s_0$ . Следует отметить также, что содержательное наполнение (14.40) на практике достаточно сложно интерпретировать в приложении к конкретно реализуемой процедуре определения ВС КА. Воспользуемся подходом, основанным на применении комбинаций условий (14.41) и (14.42), исходя из принципа минимизации значений тех компонент, которые имеют более значительные априорно ожидаемые ошибки.

Рассмотрим выражение (14.39), когда отсутствует значимая корреляция ошибок в определении компонент вектора поправок, т. е. матрица  $\sim A^{-1}$  квазидиагональная. Для установления такого факта приведем матрицу  $\sim A^{-1}$  к нормированному виду и проверим гипотезу

$$H_{0j} : [A^{-1}]_{ij} = 0, \quad i = 1, \dots, n, \quad j = 1, \dots, n, \quad i \neq j. \quad (14.43)$$

(Здесь и далее под символом  $[]_{ij}$  будем понимать элемент некоторой матрицы с индексами  $i, j$ .)

Для проверки гипотезы (14.43) вычисляется  $t_r$ -статистика, имеющая распределение Стьюдента:

$$t_r = [A^{-1}]_{ij} (m - n)^{1/2} (1 - [A^{-1}]_{ij}^2)^{-1/2}, \quad (14.44)$$

и сравнивается с критическим значением.

Рассмотрим положительный результат проверки гипотезы (14.43). В этом случае

$$\sim dq_f = X (\sim dq), \quad (14.45)$$

где  $X = \text{diag}(x_1, \dots, x_n)$ ,  $x_i = (I + [ER^R(\sim A)^{-1}]_{ii})^{-1}$ .

При байесовском подходе компоненты  $\sim dq_{fj}$ , ассоциированные с ненулевыми элементами матрицы  $R^R R$ , изменяются по отношению к решению обобщенного МНК в соответствии с формулой

$$\sim dq_{fj} = (1 + \sigma^2 / \sigma_{dqaj}^2 [R^R R(\sim A)^{-1}]_{jj})^{-1} \sim dq. \quad (14.46)$$

Учитывая, что  $[R^R R(\sim A)^{-1}]_{ii} = \sigma_{dq}^2 / \sigma_0^2$  и полагая в качестве оценки  $\sigma^2$  величину  $\sigma_0^2$ , можно записать

$$\sim dq_{fj} = (1 + \sigma_{dq}^2 / \sigma_{dqaj}^2)^{-1} (\sim dq). \quad (14.47)$$

Выражение показывает характер смещения оценки в зависимости от соотношения априорных и апостериорных характеристик распределения

ошибок получаемого решения. Поскольку величины  $\sigma^2$  и  $\sigma_{dqj}^2$  неизвестны на практике, воспользуемся их оценками. Тогда для вычисления ненулевых элементов  $f_i$  возьмем формулу

$$f_i = \sigma_0^2 / ((-\dot{d}q^i - dq)/n), \quad (14.48)$$

где выражение в знаменателе может рассматриваться как грубая оценка  $\sigma_{dqj}^2$ .

Из (14.39) следует, что при значимом уровне корреляции элементов  $[A^{-1}]_{ij}$  действию смещения подвергаются и другие компоненты вектора поправок, находящиеся в корреляционной связи с компонентами, на которые накладываются идентифицирующие ограничения. Интенсивность смещения определяется уровнем корреляции.

Алгоритм, реализующий описанный метод, подробно изложен в работе [15].

Результаты многочисленных исследований свидетельствуют о достижении хорошей сходимости задачи определения ВС в случае применения рассматриваемого метода. Это потенциально позволяет судить о возможности повышения оперативности определения движения КА по ИТНП. Для сравнения отметим, что при определении ВС ГКА штатным методом требуется как минимум вдвое большее число сближений. При этом для решения, полученного штатным методом в условиях однопунктной схемы ИТНП, значение наклона орбиты, полученное по штатной схеме ИТНП, более чем на порядок хуже, чем для описанного метода.

## 14.11. ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ

Прогнозирование движения КА – неотъемлемая часть любых баллистико-навигационных расчетов как на этапе проектно-баллистического обоснования, так и в процессе полета. Результаты прогнозирования необходимы для определения параметров траекторного движения КА, оценки возможности достижения целей полета, принятия решения о каких-либо срочных действиях (незапланированном маневре, изменении времени проведения коррекции, преждевременном прекращении полета ИСЗ).

Успешное решение практических задач космических исследований зависит от правильности выбора и точности методов прогнозирования движения. Эффективность этих методов наиболее наглядно отражается в процессе управления КА, когда на основе результатов прогнозирования движения обеспечивают:

- успешное выполнение программы полета (проведение различных экспериментов, например, связанных с наблюдением и фотографированием определенных участков земной поверхности в заранее назначенное время);

- координацию и планирование наземных служб обеспечения полета (долгосрочное и текущее планирование суточной работы измерительных наземных средств);

- успешное достижение конечной цели полета КА (для пилотируемых объектов – обеспечение множества условий для схода с орбиты с целью посадки на заданной территории, определения района посадки и мест расположения средств поисково-спасательной службы и т. д.).

Задача определения параметров движения КА по результатам измерений, методы решения которой рассматривались ранее, существенным образом влияет на итоговые результаты прогнозирования. На основе проводимых измерений положения КА на орбите (в течение некоторого интервала наблюдения и последующего решения задачи обработки измерений) уточняют вектор фазового состояния КА и параметры орбиты, которые затем используют для осуществления долгосрочного и текущего прогноза.

Наглядным примером эффективности и значимости прогнозирования в процессе БНО полета КА служит задача определения времени существования ИСЗ на орбите (за минимальное время, прошедшее после старта, и на основе минимального количества измерений наземными средствами).

Для точного прогноза используют численный способ и исследуют наиболее полную модель движения КА с учетом всех известных возмущающих факторов. Решение такой задачи аналитическим способом невозможно, поэтому полученные аналитические решения отвечают задачам движения КА в неполной или упрощенной постановке и с учетом определенных допущений о составе действующих возмущений.

Результаты приближенных решений широко применяют при различного рода оценочных и проверочных расчетах в процессе БНО полета КА, а также в качестве экспресс-оценок для оперативного анализа самостоятельных инженерных исследований.

Для получения приближенных решений используют методы приближенного интегрирования уравнений Лагранжа или такой вид потенциальной функции (потенциала тяготения), аппроксимирующей ГПЗ, которая допускала бы решение дифференциальных

уравнений в квадратурах (через конечные аналитические зависимости). Получить решение в квадратурах удалось пока только в некоторых частных случаях – для потенциалов тяготения, довольно полно учитывающих полярное сжатие Земли и частично аномалии поля сил притяжения [71].

Для многих практических задач точность аналитических методов, построенных с использованием нормального потенциала ГПЗ, оказывается недостаточной. В таких случаях найденные решения можно рассматривать как модели новых (некеплеровых) промежуточных орбит и на их основе отыскивать решения, которые учитывали бы высшие гармоники потенциала Земли и другие возмущающие силы – сопротивление атмосферы, гравитационные влияния Луны, Солнца и др.

Наибольшее распространение при аналитическом расчете орбит нашли методы, основанные на приближенном интегрировании уравнений Лагранжа. К числу известных методов относят [71]:

- разложение решения в ряды по степеням приращений независимой переменной;
- разложения решения в ряды по степеням малого параметра;
- повитковое суммирование приращений элементов в узлах орбиты;
- решение уравнений возмущенного движения методом усреднения.

Каждый метод имеет свою область применения, в которой наилучшим образом решаются задачи определенного класса.

Аналитические выражения, полученные в результате разложения решений по степеням приращения независимой переменной, используют лишь для непродолжительных прогнозов, в частности при расчете на ограниченном участке орбиты в пределах одного витка.

Эти выражения имеют вид

$$\begin{aligned} \mathcal{E}(v) = \mathcal{E}_0 + \mathcal{E}_0^{(1)}(v - v_0) + \mathcal{E}_0^{(2)} \frac{(v - v_0)^2}{2!} + \dots \\ \dots + \mathcal{E}_0^{(n)} \frac{(v - v_0)^n}{n!}, \end{aligned} \quad (14.49)$$

где  $\mathcal{E}(v)$  – элемент орбиты;  $v$  – независимая переменная (время, средняя аномалия и т. д.);  $\mathcal{E}_0$  – начальное значение элемента орбиты.

ты для начального значения  $u_0$ ;  $\mathcal{E}_0^{(n)}$  – производная  $n$ -го порядка от  $\mathcal{E}(u)$  по переменной  $u$  в точке  $u = u_0$ . Выражения для производных  $\mathcal{E}_0^{(n)}(u)$  получают в результате дифференцирования уравнения Лагранжа. Выбор степени  $n$ , т. е. числа слагаемых в разложении (14.49), зависит от продолжительности и требуемой точности прогноза. Для этой же цели необходимо провести сравнительный анализ расчетных данных (в соответствии с (14.49)) с результатами численного интегрирования уравнений движения.

Для прогнозирования на более длительные интервалы используют приближенные решения уравнений Лагранжа, получаемые с помощью разложения в ряды по степеням малого параметра:

$$\mathcal{E}(u) = \mathcal{E}_0 + \sum_{i=1}^k \varepsilon_i f_i(u) + \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k \varepsilon_i \varepsilon_j f_{ij}(u) + \dots, \quad (14.50)$$

где  $\varepsilon_i$  – малый параметр, соответствующий некоторому возмущающему фактору;  $k$  – число учитываемых возмущающих факторов;  $f_i(u)$  и  $f_{ij}(u)$  – известные функции начальных элементов орбиты и независимой переменной  $u$  (в качестве которой часто используют аргумент широты  $u$ ).

Величина  $\delta^{(1)}\mathcal{E}(u) = \varepsilon_i f_i(u)$  характеризует возмущения 1-го порядка,  $\delta^{(2)}\mathcal{E}(u) = \varepsilon_i \varepsilon_j f_{ij}(u)$  – возмущения 2-го порядка и т. д., причем каждое из этих возмущений включает в себя коротко-, долгопериодическую и вековую составляющие. Для любой конкретной комбинации учитываемых при прогнозировании возмущающих факторов в выражении (14.50) сохраняют члены одного порядка малости. Указанный метод решения нашел применение при прогнозировании движения ИСЗ на интервалы в несколько десятков витков.

Для прогнозирования на большие интервалы времени используют также метод повиткового суммирования возмущений. Аналитические выражения для возмущений за виток  $\delta\mathcal{E}(2\pi)$  представляют в виде разложения решения в ряды по степеням малого параметра. Любой элемент орбиты в узле  $p$ -го витка записывают как

$$\mathcal{E}_p = \mathcal{E}_0 + \sum_{j=1}^p (\mathcal{E}_j - \mathcal{E}_{j-1}), \quad (14.51)$$

где  $\mathcal{E}_j$  – значение элемента в узле  $j$ -го витка;  $(\mathcal{E}_j - \mathcal{E}_{j-1})$  – фактическое изменение элемента на  $(j-1)$ -м витке.

Для тех же целей применяют метод усредненных уравнений движения, которые получают из уравнения Лагранжа с помощью метода усреднения. причем правые части уравнений усредненной системы выражают через возмущения оскулирующих элементов за виток:

$$\frac{d\bar{\mathcal{E}}}{dN} = \left[ \delta\mathcal{E}_1(2\pi) + \delta\mathcal{E}_2(2\pi) - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k \frac{\partial \delta\mathcal{E}_{ij}(2\pi)}{\partial \mathcal{E}} \mathcal{E}_{ij}(2\pi) \frac{v}{2\pi} \right] + O(\epsilon^3), \quad (14.52)$$

где  $\bar{\mathcal{E}}$  – вектор-столбец средних элементов (выбираемых таким образом, чтобы в узлах орбиты они совпадали с оскулирующими элементами);  $N$  – независимая переменная (число витков);  $\delta\mathcal{E}_1(2\pi)$  и  $\delta\mathcal{E}_2(2\pi)$  – возмущения первого и второго порядка (за виток).

Переход к оскулирующим элементам  $\mathcal{E}$  от средних элементов  $\bar{\mathcal{E}}$  осуществляют с помощью соотношения

$$\mathcal{E}(v) = \bar{\mathcal{E}} + \sum_{i=1}^k \left[ \delta\mathcal{E}_{li}(\bar{\mathcal{E}}, N) - \delta\mathcal{E}_{li}(2\pi) \frac{v}{2\pi} \right] + O(\epsilon^2), \quad (14.53)$$

где независимая переменная  $v = 2\pi N$ .

Решение системы уравнений (14.52) в общем виде невозможно, поэтому для определения аналитических зависимостей  $\bar{\mathcal{E}} = \bar{\mathcal{E}}(N)$  используют разные способы приближенного решения системы (14.52), в частности способы решения на ЭВМ с помощью методов численного интегрирования.

Для прогнозирования траекторий движения межпланетных КА используют оба типа методов – аналитические и численные. С учетом специфики задач исследования межпланетных участков полета КА разработаны специализированные методы решения:

- численное интегрирование уравнений движения КА в прямоугольной системе координат;
- численное интегрирование уравнений движения КА в оскулирующих элементах;
- расчет параметров траектории методом малых вариаций уравнений кеплерового движения.

Траекторию полета КА разбивают на ряд характерных участков (в соответствии с методикой сфер действия). Расчет проводят

последовательно для геоцентрического (в поле тяготения Земли), гелиоцентрического (в центральном поле тяготения Солнца) и планетоцентрического (в поле тяготения планеты) участков движения КА. При этом на геоцентрическом участке необходимо учитывать влияние Земли, Луны, Солнца; на гелиоцентрическом участке – системы Земля – Луна – планета; на планетоцентрическом участке – Солнца и планеты назначения.

При использовании метода малых вариаций движение КА на каждом из перечисленных участков рассчитывают с помощью линейных поправок к элементам невозмущенного кеплерова движения. Вместе с тем в силу существенной нелинейности поправок в районах границ сфер действия Земли и планеты назначения расчет траекторий движения КА необходимо вести методом численного интегрирования с использованием ЭВМ.

Сравнение разных методов решения задачи прогнозирования движения КА показывает [71], что численное интегрирование уравнений движения в прямоугольных координатах наиболее просто. Его недостаток заключается в больших затратах машинного времени по сравнению с двумя другими методами. Необходимость использования численного интегрирования для расчета траектории движения КА на переходных участках (на границах сфер действия) является существенным недостатком метода малых вариаций уравнений кеплерового движения.

#### **14.12. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

Как уже отмечалось, содержанием навигационной задачи, решаемой с использованием спутниковых систем, является определение пространственно-временных координат потребителей радионавигационной информации, а также составляющих скорости. Помимо полной совокупности линейных фазовых координат относительно выбранной инерциальной (базовой) системы координат расширенный ВС потребителя, в качестве которого может выступать, в частности, КА или ОК, должен включать также временную поправку шкалы времени потребителя относительно системной шкалы времени.

Элементы ВС потребителя (КА или ОК) не могут быть измерены непосредственно с помощью радиосредств. Принятый радиосигнал может характеризоваться лишь такими параметрами, как, например, задержка или доплеровское смещение частоты. В связи с этим измеряемый в интересах навигации параметр радиосигнала принято называть *радионавигационным*.

Для нахождения на основе решения навигационной задачи ВС потребителя необходимо использовать функциональную связь между навигационным параметром (НП) и определяемыми фазовыми координатами. Соответствующие функциональные зависимости носят название *навигационных функций*. Их конкретный вид обусловлен многими факторами: видом НП, характером движения навигационного спутника в орбитальной структуре, типом потребителя информации, выбранной системой координат и др. Поэтому в подавляющем большинстве случаев для спутниковой навигации указанная функция выступает как некоторое обобщающее понятие достаточно сложного алгоритма навигационных определений потребителя по измеренным радионавигационным параметрам.

Навигационные функции для определения пространственных координат потребителя предполагают использование разнообразных дальномерных, разностно-дальномерных, угломерно-дальномерных методов и их комбинаций. Навигационные функции, дающие возможность получения составляющих вектора скорости потребителя, основываются в основном на использовании радиально-скоростных методов.

В зависимости от типа спутниковой системы и определяемого объекта, метода определений и состава аппаратуры навигационный алгоритм может включать кроме собственно навигационных вычислений (решения навигационной задачи) еще ряд вспомогательных процедур. К ним относят определение времени обсервации и выбор рабочего созвездия спутников системы, поиск и сопровождение приемной аппаратурой элементов рабочего созвездия (совместное или раздельное), организацию приема и декодирование служебной информации, предварительную обработку полученных данных (формирование рабочих массивов), расчет векторов фазового состояния каждого элемента рабочего созвездия и при необходимости прогнозирование (экстраполяцию) их эфемерид на момент обсервации. К числу указанных вспомогательных процедур также относят организацию индикации и выдачу (пересылку) полученной информации всем пользователям.

Большое влияние на структуру навигационного алгоритма оказывают постановка решаемой навигационной задачи, способ организации измерений и обработки поступающей информации. Известно [31], что навигационную задачу можно решать либо как задачу первоначального определения параметров объекта (местоположения, скорости), либо как задачу их уточнения путем вычисления поправок на основе априорно известных данных. Возможно и сочетание этих подходов. В зависимости от тактических требований и особенностей приемной аппаратуры (одноканальная или многоканальная) навигационная информация может быть получена как в сеансе одновременных измерений, так и при проведении нескольких сеансов, выполняемых в разное время. Возможно решение задач при минимально необходимом объеме измерений, когда число навигационных параметров равно числу уравнений связи, или по алгоритмам, основанным на обработке избыточных измерений, при которых число измеряемых параметров превышает число навигационных функций. В зависимости от способа организации обработки поступающих данных и требований к скорости и точности навигационных определений обработку входной информации можно проводить как по выборке (совокупности данных) нарастающего объема (по мере поступления), так и по выборке полного объема, т. е. совокупности всей полученной информации на конец навигационного сеанса. В зависимости от математического обеспечения навигационные алгоритмы подразделяют *по типу измерений* – на одновременные, разновременные; *по выборке входных данных* – на минимально допустимые, избыточного объема, нарастающего объема; *по организации вычислительной процедуры* – на конечные, итерационные и рекуррентные.

Конечные алгоритмы дают точное решение навигационных уравнений, что соответствует построению относительно элементов рабочего созвездия совокупности поверхностей положения, точка пересечения которых является искомым положением объекта. Их недостаток – громоздкость вычислительной процедуры, вызванной, как правило, нелинейностью исходных навигационных уравнений. Это приводит либо к большим затратам машинного времени, либо к необходимости упрощения (линеаризации) исходных соотношений, снижающего точность навигационных определений.

Итерационные алгоритмы более просты по вычислительной процедуре, предъявляют минимальные требования к бортовой ЭВМ и широко распространены. Для построения итерационных

алгоритмов необходимо иметь априорную информацию об определяемых параметрах и хранить в памяти ЭВМ данные об их значениях на  $(i - 1)$ -м шаге вычислений. Следует подчеркнуть, что последовательные итерации дают возможность на каждом шаге получать все более точные значения определяемых параметров.

В случае использования избыточной информации (для повышения точности определения вектора фазового состояния объекта) применяют те или иные статистические методы обработки, при которых сглаживаются случайные (слабокоррелированные) составляющие ошибки измерений. При этом значительные требования предъявляют к объему информации, быстродействию и памяти ЭВМ. Основным источником информации являются результаты текущих измерений, но могут использоваться и данные предыдущих сеансов. При этом обязательно учитывают корреляционные связи и вероятностные характеристики возмущений, действующие как на определяющийся объект, так и на приемно-измерительный тракт. Выбор статистического метода и степень его эффективности зависят от принятого критерия качества (оптимальности) обработки. В зависимости от критерия и выбранного подхода статистические методы обработки могут реализовываться на базе рекуррентных и нерекуррентных алгоритмов.

Группа рекуррентных (возвратных) алгоритмов базируется на процедуре, связанной с вычислениями по одним и тем же формулам для любого  $k$ -го шага, если известны результаты на  $(k - 1)$ -м шаге. Отличительной особенностью является возможность определения вектора полного состояния объекта только по известным на предыдущем шаге значениям. Эту группу методов иногда называют *методами динамической фильтрации* и, как правило, используют при обработке информации по выборке нарастающего объема с последовательными измерениями.

Нерекуррентные алгоритмы основываются на знании не только всех вероятностных характеристик рассматриваемого процесса, но и на статистических методах обработки по полной выборке измеряемых параметров (метод Байеса, метод максимального правдоподобия). Поэтому их, как правило, применяют в многоканальных системах с параллельными одновременными измерениями по полной выборке. Среди подобных методов наибольшее распространение получил МНК. При этом не требуется знания вероятностных характеристик погрешностей измерений (подразумевается, но напрямую в алгоритме не используется).

В задачах уточнения навигационных параметров допустима линеаризация уравнений в окрестности их расчетных значений. В системах решаемых уравнений оцениваемые величины и измерения связываются линейными зависимостями, что не может не привести к потере точности вычислений. Следовательно, очень важно обеспечить сходимость вычислительного процесса и уменьшение погрешности вычислений. Сходимость вычислительного процесса выступает здесь как самостоятельная характеристика, влияющая на качество навигационных определений и во многом на выбор того или иного алгоритма.

Однако наибольшее значение при синтезе навигационного алгоритма имеют метод навигационных определений и физические особенности реализации в спутниковой системе. Так, при дальномерном методе определений положения объекта на его борту проводят измерения дальностей до навигационных ИСЗ (элементов рабочего созвездия спутниковой системы) в один и тот же момент времени. Для пассивных дальномерных систем координаты объекта определяют со случайными и систематическими ошибками, обусловленными рассогласованием шкал времени на ИСЗ и определяющемся объекте из-за нестабильности эталонных генераторов. В этом случае предпочтительнее использовать статистические методы построения навигационного алгоритма.

В спутниковых системах наибольшее распространение получили дальномерные (разностно-дальномерные) и доплеровские (дальномерно-доплеровские) радионавигационные системы.

Рассмотрим более подробно особенности организации вычислительной процедуры решения навигационной задачи при одновременных измерениях и использовании выборки нарастающего объема. В первом случае (см. выше) возможен как минимальный, так и избыточный состав измерений.

При дальномерном или разностно-дальномерном способе навигационных определений используют уравнения, устанавливающие связь результатов измерений с координатами положения ИСЗ и объекта в прямоугольной геоцентрической системе координат. Решение соответствующих навигационных нелинейных уравнений дает лишь оценку координат, так как измерения проводят с ошибками, обусловленными различными факторами, например уходом частоты генератора потребителя.

При разностно-дальномерном способе временные интервалы измеряют не относительно местного опорного сигнала времени, а

между сигналами, принятыми от нескольких ИСЗ. Поэтому минимально необходимое число ИСЗ для решения пространственной задачи этим методом на базе конечного алгоритма по выборке одновременных измерений равно четырем, т. е. для определения координат объекта  $(x, y, z)$  проводят одновременные измерения трех независимых разностей дальности до четырех ИСЗ. При измерении высоты полета КА другими средствами (или для спутника и наземного объекта) достаточно определения только двух разностей дальности до трех ИСЗ. Координаты объекта находят в результате решения системы подобных уравнений.

В реальных системах нашли применение псевдодальномерные или псевдоразностно-дальномерные методы, так как на практике нельзя пренебрегать уходом часов как на борту объекта, так и на борту ИСЗ. При этом из-за расхождения шкал часов на объекте и ИСЗ временные интервалы между компонентами излучения зондирующих сигналов с борта ИСЗ и моментами их приема на объекте содержат систематические ошибки. Поэтому измеряемые дальности отличаются от истинных на значение, пропорциональное  $\Delta t$  ( $\Delta t$  – расхождение шкал времени на борту объекта и ИСЗ). Исходная система уравнений, используемая для нахождения координат объекта по одновременным измерениям псевдодальностей до четырех ИСЗ, имеет вид

$$D_i = \left[ (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2} + \delta D_\phi, \quad (14.54)$$

где  $\delta D_\phi$  – поправка дальности за счет расхождения фаз генераторов объекта и ИСЗ.

Построение вычислительного алгоритма возможно либо посредством устранения поправки  $\delta D_\phi$  из системы (14.54), например вычитанием одного уравнения из другого, либо приведением системы (14.54) к виду

$$\begin{aligned} & x(x_i - x_1) + y(y_i - y_1) + z(z_i - z_1) = \\ & = \frac{1}{2} (l_i^2 - l_1^2 - D_i^2 + D_1^2) + (D_i - D_1) \delta D_\phi, \quad i = 2, 3, 4. \end{aligned} \quad (14.55)$$

Координаты  $x, y, z$  в этом случае являются функцией поправки

$$\begin{cases} x(\delta D_\phi) = b_{0x} + b_{1x} \delta D_\phi; \\ y(\delta D_\phi) = b_{0y} + b_{1y} \delta D_\phi; \\ z(\delta D_\phi) = b_{0z} + b_{1z} \delta D_\phi. \end{cases} \quad (14.56)$$

Подставив (14.56) в (14.54), получаем квадратное уравнение относительно  $\delta D_\phi$  и после устранения неоднозначности из (14.56) находим значения координат объекта. Для морских и наземных средств при известных значениях земного радиуса-вектора, соответствующего данной широте места, приведенные выше алгоритмы существенно проще. Однако поскольку точно широта места неизвестна, «местный» радиус Земли определяют с ошибкой, следовательно, точное решение задачи возможно только итерационными способами. На практике конечные алгоритмы используют, как правило, в тех случаях, когда получаемая в результате точность навигационных определений удовлетворяет потребителя. Функциональная схема алгоритма конечного типа приведена на рис. 14.6.

В доплеровских (радиально-скоростных) спутниковых навигационных системах для измерения навигационных параметров объекта и контроля орбит ИСЗ, как известно, применяют методы, основанные на измерении сдвига частоты колебаний, вызванного относительным перемещением объекта и спутника. Радиосигналы, излучаемые передатчиком ИСЗ, принимаются наземными станциями слежения и бортовой аппаратурой объекта. Если предположить, что за малое время  $\Delta t = t - t_0$  ИСЗ будет двигаться по некоторой прямой равномерно со скоростью  $V$ , то текущее расстояние между объектами можно определить соотношением

$$D(t) = [D_0^2 + V^2 \Delta t^2]^{1/2}, \quad (14.57)$$

а радиальную составляющую скорости

$$\dot{D}(t) = \frac{V \Delta t}{[(D_0/V)^2 + \Delta t^2]^{1/2}}, \quad (14.58)$$

причем при  $t > t_0$  скорость  $\dot{D}(t) > 0$ , при  $t < t_0$   $\dot{D}(t) < 0$ .

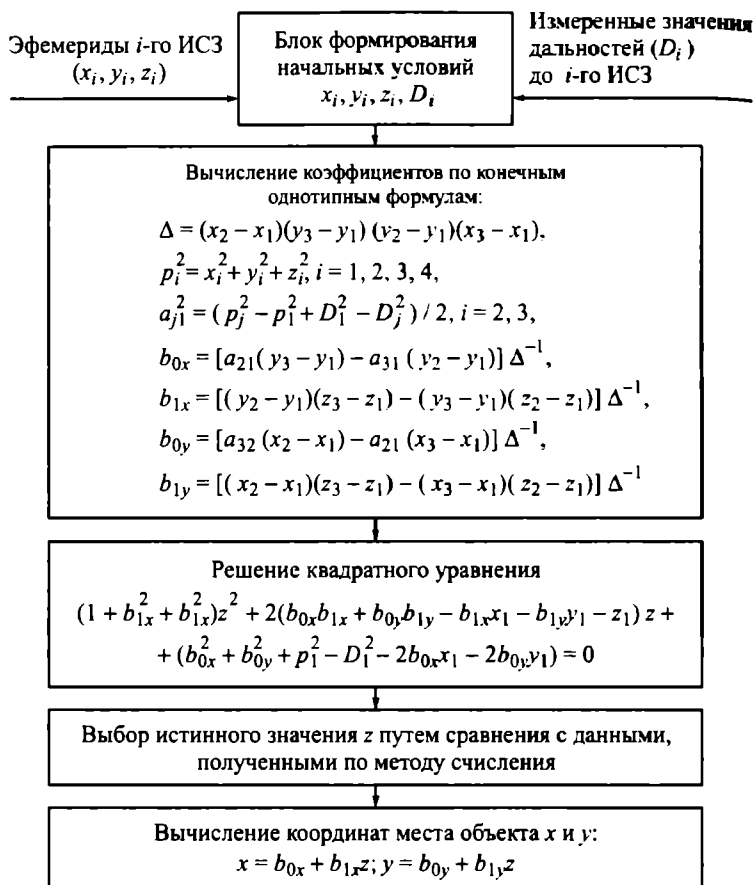


Рис. 14.6. Функциональная схема навигационного алгоритма конечного типа

Доплеровский сдвиг частоты положителен при приближении ИСЗ к объекту и отрицателен при удалении. Соотношения (14.57) и (14.58) в совокупности с соотношением, определяющим указанный сдвиг частот, лежат в основе конечных алгоритмов, основанных на эффекте Доплера. Как следует из их анализа, доплеровские системы позволяют определять и дальность  $D$ . При этом точность их зависит от значения  $\Delta t$  (необходимо  $\Delta t \rightarrow 0$ ), знания истинной орбитальной скорости ИСЗ  $V$  и постоянства частоты  $\lambda_0$ . Поскольку в доплеров-

ских системах возможно определение как  $\dot{D}(t)$ , так и  $D(t)$ , на практике для повышения точности вычисления  $D(t)$  используют псевдодальномерные и псевдодоплеровские измерения совместно. Применение одновременных измерений дальности и радиальной скорости позволяет по такой выборке найти не только координаты, но и составляющие скорости объекта. Для этого необходимо решать совместно шесть или даже восемь уравнений. Однако в некоторых случаях составляющие скорости и координаты могут считаться независимыми, и систему разбивают на отдельные группы уравнений. Это связано с тем, что при одновременных измерениях отсутствует отклик измеряемых величин на изменение некоторых параметров. Например, три составляющие скорости находят при одновременных измерениях только по доплеровским измерениям. В то же время для высоких орбит ИСЗ типа ГЛОНАСС можно считать, что доплеровские измерения слабо откликаются на изменения координат, вследствие чего последние определяют практически только по псевдодальномерным измерениям. Поэтому в реальных системах обработку результатов проводят в два этапа. На первом этапе по результатам псевдодальномерных (разностно-дальномерных) измерений проводят оценку координат, а на втором – оценку составляющих скорости. При этом расчеты базируются на следующих формулах [34]:

$$\begin{aligned} \dot{D}_i = D_i^{-1} [ (x_i - x)(\dot{x}_i - \dot{x}) + (y_i - y)(\dot{y}_i - \dot{y}) + \\ + (z_i - z)(\dot{z}_i - \dot{z}) ], \quad i = 1, 2, 3, \end{aligned} \quad (14.59)$$

при чисто доплеровских измерениях;

$$\Delta \dot{D}_1 = \dot{D}_j - \dot{D}_1, \quad j = 2, 3, 4, \quad (14.60)$$

при разностно-доплеровских измерениях;

$$\ddot{D}_i = \dot{D}_i + \delta \dot{D}_f, \quad i = 1, 2, 3, 4, \quad (14.61)$$

при псевдодоплеровских измерениях ( $\delta \dot{D}_f$  – поправка радиальной скорости за счет ухода частот генератора объекта и ИСЗ).

Соотношения (14.59), (14.60) и (14.61) линейны относительно составляющих скоростей  $\dot{x}$ ,  $\dot{y}$ ,  $\dot{z}$ , и способы их решения очевидны. На практике расчеты по приведенным выше формулам из-за случайных и систематических ошибок не удовлетворяют предъявляемым к ним высоким точностным требованиям.

Итерационные алгоритмы позволяют улучшить точность навигационных определений при векторе измерений минимальной размерности. Среди итерационных алгоритмов наибольшее распространение получил метод Ньютона – один из наиболее просто реализуемых и быстро сходящихся. Однако, как известно, для его применения необходимо задавать начальное приближение, от выбора которого зависит время решения задачи. Если принять, что  $\mathbf{x}_j$  – вектор состояния  $j$ -го ИСЗ, а  $\mathbf{q}$  – вектор оцениваемых параметров, то в общем виде конечные алгоритмы решения навигационной задачи можно записать через обобщенную навигационную функцию как

$$\mathbf{u}_j = \mathbf{u}_j(\mathbf{q}, \mathbf{x}_j). \quad (14.62)$$

Решение нелинейной системы (14.62) методом Ньютона представляет собой процесс многократной обработки результатов измерений по формулам

$$\begin{cases} \mathbf{q}_k = \mathbf{q}_{k-1} + \mathbf{C}_{k-1}^{-1} \Delta \mathbf{u}_{k-1}; \\ \Delta \mathbf{u}_{k-1} = \mathbf{u}_{\text{изм}} - \mathbf{u}_{k-1}, \end{cases} \quad (14.63)$$

где  $\Delta \mathbf{u}_{k-1}$  – разность векторов измеренных и расчетных значений (вектор невязок);  $\mathbf{C}_{k-1}$  – матрица частных производных (матрица наблюдений) от измеряемых навигационных функций по определяемым координатам, имеющая вид [34]

$$\mathbf{C}_{k-1} = \begin{bmatrix} c_{1(k-1)} \\ \vdots \\ c_{m(k-1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_1}{\partial q_1} & \dots & \frac{\partial u_1}{\partial q_m} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial u_m}{\partial q_1} & \dots & \frac{\partial u_m}{\partial q_m} \end{bmatrix}. \quad (14.64)$$

Матрицу наблюдения и вектор невязок рассчитывают на первом шаге на основании априорных данных, а на последующих итерациях – на основании данных, полученных ранее. Функциональная схема итерационного алгоритма определенных измерений приведена на рис. 14.7.

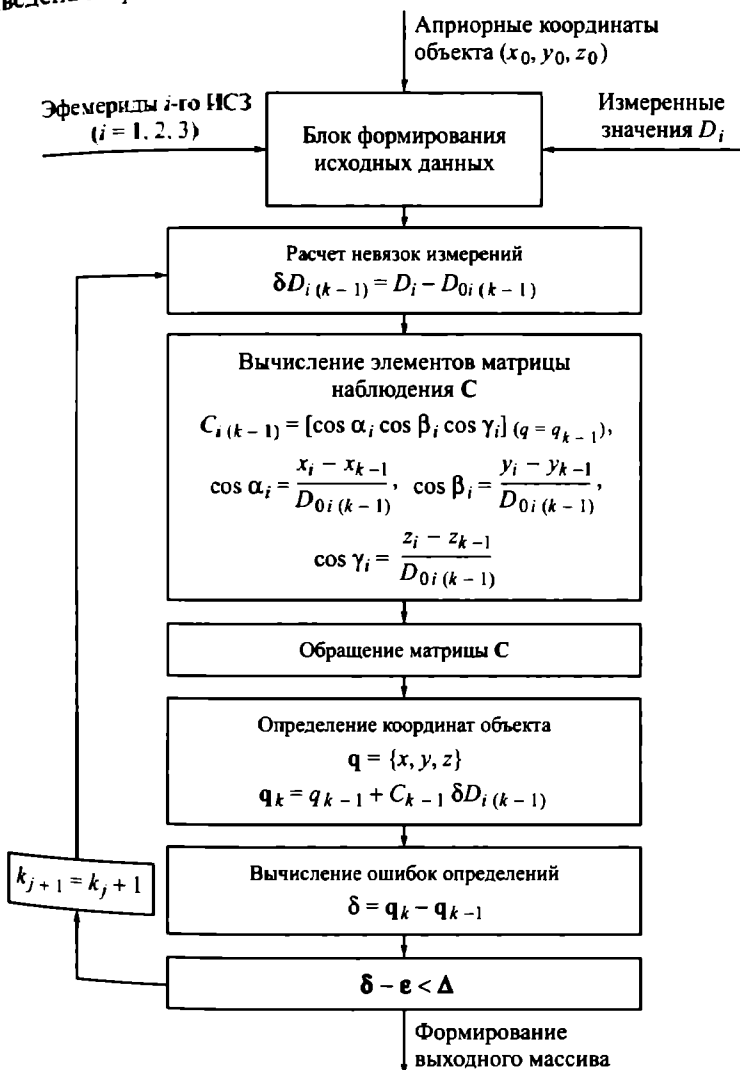


Рис. 14.7. Функциональная схема итерационного алгоритма определения координат объекта по минимальному объему одновременных измерений

При организации обработки измерений, содержащих выборку избыточного объема, среди статистических методов чаще всего применяют алгоритм, основанный на МНК. Суть его сводится к следующему. Пусть имеются результаты  $m$  измерений, причем они могут относиться как к одному и тому же ИСЗ, но в разные моменты времени, так и к различным ИСЗ, т. е. одновременным или разновременным измерениям. Тогда можно записать навигационную функцию  $u$ , связывающую через системы нелинейных уравнений (14.62) вектор измеряемых (оцениваемых) параметров и вектор состояния объекта. Далее проводят линеаризацию разности измеренных и расчетных значений навигационной функции в окрестности расчетных значений параметров путем разложения, например, в ряд Тейлора, по степеням поправок  $\delta_j$  с удержанием первых членов разложения. В результате получаем

$$\Delta u_j = \left( \frac{\partial u_j}{\partial q_1} \right) \delta_1 + \left( \frac{\partial u_j}{\partial q_2} \right) \delta_2 + \dots + \left( \frac{\partial u_j}{\partial q_n} \right) \delta_n. \quad (14.65)$$

Частные производные, входящие в выражение (14.65), составляют матрицу наблюдения, отвечающую приближенному месту нахождения объекта, и являются постоянными величинами для одного сеанса измерений. В матричной форме можно записать

$$\Delta \mathbf{u}_j = \mathbf{C} \delta, \quad (14.66)$$

где  $\delta = \{\delta_1, \dots, \delta_n\}$  – вектор поправок.

Заметим, что в соотношение (14.66) могут входить члены, имеющие разную размерность. Для того чтобы исключить это обстоятельство, систему (14.66) приведем к безразмерному виду, умножив ее левые и правые части на соответствующие весовые коэффициенты  $p_i = \mu_j / \sigma_{qj}$ , где  $\mu_j$  – масштабный множитель;  $\sigma_{qj}$  – СКО соответствующего навигационного параметра. В результате получим безразмерное матричное уравнение вида

$$\mathbf{P} \Delta \mathbf{u} = \mathbf{P} \mathbf{C} \delta, \quad (14.67)$$

где  $\mathbf{P}$  – диагональная матрица, составленная из коэффициентов  $p_i$  ( $p_i$  стоят в матрице размерами  $n \times m$  по диагонали, остальные

члены нулевые). Уравнение (14.67) является системой  $n$  уравнений с  $m$  неизвестными, причем возможно как  $n > m$ , так и  $m > n$ . Поэтому если эти  $n$  уравнений неизвестны, то какая-то совокупность  $m$  поправок не может удовлетворять этой системе, и при подстановке  $\delta_j$  в соответствующие уравнения левой и правой части системы (14.67) образуется матрица невязок, т. е.

$$W = PC\delta - P\Delta u. \quad (14.68)$$

Метод наименьших квадратов позволяет найти такие поправки  $\delta_j$ , которые обеспечивают минимум суммы квадратов невязок  $w_j$ . Необходимое условие минимума функции многих переменных, как известно, заключается в том, что все ее частные производные должны равняться нулю. Таким образом, получим систему линейных уравнений с  $n$  неизвестными:

$$\frac{\partial W}{\partial \delta_1} = 0, \dots, \frac{\partial W}{\partial \delta_n} = 0, \quad (14.69)$$

именуемую, как отмечалось выше, системой нормальных уравнений, в которых в качестве неизвестных выступают поправки  $\delta_j$ . Следовательно, при расчете навигационных параметров МНК, по существу, решают систему линейных нормальных уравнений, где коэффициенты при неизвестных на первом итерационном цикле вычисляют как по априорным данным, так и по результатам измерений.

Решение навигационной задачи по выборке нарастающего объема при одновременных измерениях, как правило, основано на рекуррентных алгоритмах. По точности они аналогичны итерационным методам, однако для их реализации необходимо построить динамическую модель движения объекта, элементов рабочего созвездия спутниковых систем и задающего генератора времени (частоты). В данном случае под динамической понимают математическую модель, которая описывает с той или иной степенью точности все процессы, происходящие в системе потребитель – спутниковая навигационная система – внешняя среда. Сюда же входит и модель случайных возмущений определяемых параметров. Разработка динамических моделей является сложным и многоступенчатым процессом.

Так, модель динамики объекта должна отражать закон изменения во времени его вектора состояния  $\mathbf{x}(t)$ , конкретный вид которого зависит от выбора опорной системы координат, типа объекта (ОК, ОПС, КА) и статистических характеристик действующих на него случайных возмущений. На практике исходят из предположения, что динамическая модель должна быть довольно простой, чтобы сохранить время на вычисления и обработку результатов, и в то же время достаточно полной, чтобы учитывать маневренные характеристики объекта. Для многих задач оказывается приемлемым с точки зрения требуемой точности навигационных определений использование линейных динамических моделей, которые могут быть получены посредством линеаризации исходных нелинейных систем дифференциальных уравнений около опорной траектории (орбиты) на заданном временном участке, соответствующем, например, времени определения. В матричном виде линейная модель, описывающая динамику объекта с учетом случайных возмущений, имеет вид

$$\frac{d}{dt}\mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t), \quad (14.70)$$

где  $\mathbf{A}(t)$  и  $\mathbf{B}(t)$  – матрицы динамических коэффициентов (матрицы состояния и управления);  $\mathbf{x}(t)$  и  $\mathbf{u}(t)$  – векторы состояния объекта и управления (детерминированные воздействия);  $\mathbf{w}(t)$  – вектор случайных возмущений. Модель измерений также может быть представлена для многих реальных задач линейной моделью

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t), \quad (14.71)$$

где  $\mathbf{H}(t)$  – матрица измерений;  $\mathbf{v}(t)$  – вектор случайных возмущений (шумов измерений).

В навигационных задачах, решаемых на основе радионавигационных измерений, вектор пространственного состояния объекта характеризуется, как правило, восемью параметрами ( $n = 8$ ): тремя координатами, тремя составляющими вектора скорости, разностью фаз и частот генератора. В результате решения навигационной задачи для текущего момента времени  $t$  определяют оценку вектора состояния  $\mathbf{x}(t)$ , которая должна быть оптимальной (наилучшей из

всех возможных). Алгоритм оценивания должен позволять находить оценку  $\hat{x}(t)$ , обеспечивающую минимум среднеквадратического отклонения ошибки оценки (т. е.  $e(t) = |x(t) - \hat{x}(t)|$ ), и корреляционную матрицу погрешностей оценки вектора состояния по мере поступления информации. Для линейных систем рекуррентный алгоритм получения оптимальной оценки вектора фазового состояния называют линейным фильтром Калмана (ЛФК) и записывают в матричном виде [25]:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A(t)\hat{x}(t) + K(t)[y(t) - H(t)x(t)]. \quad (14.72)$$

Матрицу коэффициентов усиления  $K(t)$  вычисляют по формуле

$$K(t) = P(t)H^T(t)R_F^{-1}(t), \quad (14.73)$$

где  $P(t) = M[e(t), e^T(t)]$  – матрица ковариации ошибок оценок, в которой на диагонали стоят дисперсии ошибок соответствующих составляющих вектора состояния объекта. Матричное уравнение, позволяющее определить матрицу ковариации  $P(t)$  (матрицу дисперсий), имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) = & A(t)P(t) + P(t)A^T(t) - \\ & - P(t)H^T(t)R_F^{-1}(t)H(t)P(t) + G(t)R_W G^T(t), \end{aligned} \quad (14.74)$$

где  $R_F$  и  $R_W$  – интенсивности шумов измерений и возмущений объекта (математическое ожидание скорости изменения возмущений) вторых моментов матриц ковариаций  $V(t)$  и  $W(t)$ . Для расчета по приведенным формулам необходимо задать начальные условия ( $M[\hat{x}(t_0)]$  – математическое ожидание оценки;  $P(0)$  – начальную (априорную) матрицу ковариации) и все необходимые статистические характеристики. Согласно уравнениям (14.72)–(14.74), фильтр Калмана состоит из модели динамического процесса, выполняющей функцию предсказания, и корректирующей цепи обратной связи, с помощью которой вводится слагаемое, состоящее из взвешенной невязки измерений. Необходимо отметить, что при обработке измерений, выполненных по одному и тому же спутнику, приходится считаться с корреляцией ошибок, обусловленных

погрешностями эфемерид. Для повышения точности расчета необходимо расширить вектор фазового состояния и включить в него дополнительно вектор состояния ИСЗ.

Точность навигационных определений зависит от многих факторов. С одной стороны, к ним следует отнести технические особенности организации процесса измерений и обработки полученных данных. Поскольку в спутниковых системах используют искусственно созданные физические поля и радиотехнические принципы приема и передачи информации, точность навигационных определений сильно зависит от внешних условий и условий распространения радиоволн. С другой стороны, большое влияние на потенциально достижимую точность навигационных определений оказывает соответствие принятой в алгоритме математической модели реальному физическому процессу.

Неточное знание вероятностных характеристик измеряемых параметров, случайных шумов и возмущений вызывает появление ошибок при решении навигационных задач.

Алгоритмические ошибки определения навигационных параметров условно разбивают на две группы. К *первой* относят ошибки, связанные с недостатками, присущими самим алгоритмам. Например, линеаризация исходных нелинейных соотношений приводит к отличию линейной динамической модели принятого навигационного алгоритма от реального физического процесса.

Ко *второй группе* следует отнести ошибки, связанные в первую очередь с реализацией процесса вычислений в БЦВМ (ошибки округления; ошибки, вызванные конечным значением шага интегрирования; потеря точности при делении).

Структурное несовершенство построения сети спутниковых систем приводит к ошибкам, обусловленным невозможностью использования в полном объеме достоинства конкретного метода навигационных определений. Так, при дальномерном (дальномерно-разностном) способе определения пространственных координат объекта оптимальное число одновременно наблюдаемых ИСЗ, как было установлено, равно четырем. Отсутствие хотя бы одного ИСЗ в рабочем созвездии вызывает необходимость коррекции навигационного алгоритма (переход на неоптимальное рабочее созвездие), связанной с изменением вычислительной процедуры и потерей точности, либо изменения времени сеанса, приводящего, как правило, к ошибкам определения прогнозируемых значений

эфемерид ИСЗ, что также сказывается на точности решения навигационной задачи.

Показателями точности навигационных вычислений в случае линейной модели движения объекта и нормального распределения вероятностей прежде всего являются математические ожидания определяемых параметров ( $M[\cdot]$ ) и корреляционная матрица  $P(i)$ , описывающая апостериорную (на момент  $i$ -го измерения) плотность вероятностей навигационных параметров по поступающим измерениям, которая характеризует степень знания вектора состояния объекта после обработки данных. На практике большинство математических моделей динамических систем и каналов измерений являются нелинейными, а случайные величины распределены не по нормальному закону. В такой постановке показатели точности носят относительный характер, их определяют приближенно.

Рассмотрим более подробно характеристики точности спутниковых навигационных систем. Для одной из наиболее ранних по времени создания СРНС – системы «Навстар» в [34, 53] приведены экспериментальные данные о погрешностях измерений и предельных ошибках расчета навигационных параметров (табл. 14.4), на базе анализа которых может быть принята обоснованная зависимость изменения коэффициентов корреляционной матрицы.

Таблица 14.4

## Зависимости погрешности измерений от ошибок расчета

| Погрешность измерений навигационных параметров |                                     | Ошибки расчета навигационных параметров |                       |
|------------------------------------------------|-------------------------------------|-----------------------------------------|-----------------------|
| Источники погрешности                          | Эквивалентная предельная ошибка*, м | Составляющая погрешности                | Предельная ошибка*, м |
| Синхронизация излучений                        | 2,0...12,0                          | Радиальная                              | 0,8 ...1,7            |
| Распространение радиоволн                      | 2,0 ...5,0                          | Продольная                              | 6,3 ...15,0           |
| Обработка в приемнике                          | 1,5 ...2,0                          | Поперечная                              | 3,0 ...2,0            |

\* Начальная (через 2 ч) и конечная (через 24 ч) ошибки соответственно.

Так, элементы корреляционной матрицы  $p_{ij}(t)$  зависят от взаимного расположения направления распространения навигационного сигнала и диаграммы направленности приемной антенны. Однако при соответствующем выборе форм диаграммы направленности приемных и передающих антенн этим обстоятельством можно пренебречь и считать, что вероятностные характеристики измерений практически не зависят от взаимного положения ИСЗ и навигационно определяющегося объекта (КА или ОК). Это предположение позволяет существенно упростить процедуру оценки точности решения навигационной задачи. Второе существенное упрощение обусловлено предположением о том, что погрешности расчета навигационных параметров связаны в основном с точностью знания эфемерид ИСЗ. Если погрешности эфемерид невелики, то искомая корреляционная матрица находится через корреляционную матрицу погрешностей эфемерид с учетом ошибок прогноза. Однако на практике искомая корреляционная матрица, характеризующая точность навигационных определений, зависит от взаимного положения ИСЗ и объекта. Пренебречь этой зависимостью можно лишь для грубых прикладных расчетов. Поэтому широко применяют прием [34], позволяющий суммарную погрешность местоопределения  $\sigma_\Sigma$  представить как произведение двух сомножителей:

$$\sigma_\Sigma = \gamma \sigma_n, \quad (14.75)$$

где  $\sigma_n$  – среднеквадратическая погрешность измерений;  $\gamma$  – некоторый коэффициент, характеризующий геометрические условия, при которых проводят измерения. Этот коэффициент получил название *геометрического фактора* (ГФ). По своему физическому смыслу ГФ представляет собой нормированную оценку ошибки. Методика его определения заключается в расчете поправок (невязок) по каждому навигационному параметру и по основным мешающим факторам, которые также включают в расширенный вектор состояния объекта, например, по формуле (14.68) при использовании в дальнейшем МНК. Такой подход оказался очень удобным для анализа влияния на точность навигационных определений условий проведения сеанса. Расчетные аналитические соотношения для ГФ при использовании того или иного метода навигации имеют сложный вид и зависят от многих причин. Часто их определяют численно по ходу моделирования процесса навигационных измерений на ЭВМ.

На рис. 14.8 и 14.9 приведены заимствованные из работы «Сетевые спутниковые радионавигационные системы» под ред. П.П. Дмитриева и В.С. Шебшаевича (М. : Радио и связь, 1982), зависимости ГФ от темпа поступления квазидальномерных измерений  $\Delta t$  и продолжительности сеанса  $T$  измерений по одному ИСЗ. Анализ зависимостей показывает, что увеличение темпа поступления информации (уменьшение числа замеров) не очень сильно влияет на характеристику точности определений (зависимость близка к логарифмической), а увеличение продолжительности сеанса, начиная с некоторой  $T_p$ , практически не оказывает влияния на точность определений навигационных параметров. Из рис. 14.8 и 14.9 следует также, что сеанс измерений должен быть как можно короче, а  $\Delta t$  — как можно меньше (число замеров больше, так как время сеанса

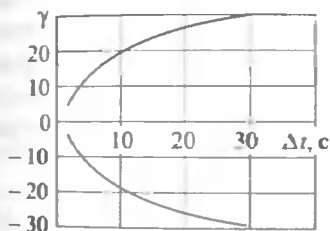


Рис. 14.8. Зависимость геометрического фактора от темпа поступления квазидальномерных измерений

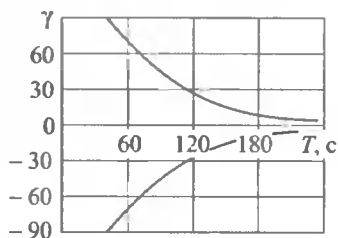


Рис. 14.9. Зависимость геометрического фактора от продолжительности сеанса измерений по одному ИСЗ

$T_s = N \Delta t$ ). Большое влияние на потенциальную точность при дальномерных методах навигационных определений оказывает относительное положение ИСЗ и объекта.

На рис. 14.10 хорошо видно появление узкой нерабочей зоны вблизи трассы ИСЗ, а также постепенное нарастание ошибки при удалении от трассы. Оптимальное удаление при дальномерном способе определений по одному ИСЗ составляет около 500 км. При смещении

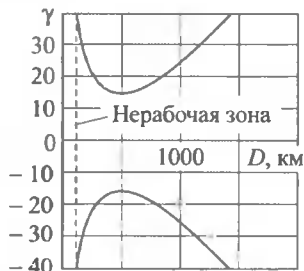


Рис. 14.10. Влияние положения объекта и ИСЗ на точность навигационных определений

середины сеанса относительно момента кульминации, т. е. момента прохождения ИСЗ на кратчайшем (траверзном) расстоянии от объекта, усматривается значительное ухудшение точности на восходе и заходе ИСЗ. При доплеровских (квазидоплеровских) измерениях для тех же самых характеристик сеанса ( $N$  и  $\Delta t$ ) точность определений значительно выше. Ошибка существенно зависит от траверзного расстояния.

Еще большее значение ГФ приобретает при навигационных определениях по созвездию ИСЗ. С точки зрения анализа точности принято выделять *элементарное* созвездие, под которым понимают минимальное число ИСЗ, необходимых для определения навигационных параметров. Состав элементарного созвездия зависит как от количества определяемых параметров движения, так и от вида измеряемого навигационного параметра. Например, для определения места (широты и долготы) объекта элементарное созвездие образуют два ИСЗ. В табл. 14.5 приведен полученный в указанной выше работе состав элементарных созвездий (число ИСЗ) при поверхностном и пространственном определении координат объекта разными способами.

Таблица 14.5

Состав элементарных созвездий

| Координаты       | Навигационный параметр |                  |            |            |           |            |
|------------------|------------------------|------------------|------------|------------|-----------|------------|
|                  | $D$                    | $\Delta \dot{D}$ | $\Delta D$ | $\ddot{D}$ | $\dot{D}$ | $\ddot{D}$ |
| Поверхностные    | 2                      | 1                | 3          | 3          | 2         | 3          |
| Пространственные | 3                      | 2                | 4          | 4          | 3         | 4          |

На точность определений существенным образом влияет расположение ИСЗ в созвездии относительно объекта. Например, для элементарного созвездия, состоящего из двух ИСЗ, точность определений будет минимальна при нахождении объекта и спутников в одной плоскости, проходящей через центр Земли. Оптимальным рабочим созвездием из четырех ИСЗ является такое их расположение, при котором образуется тетраэдр максимального объема. При этом, что уже отмечалось, один из ИСЗ находится в зените, а остальные — как можно ближе к горизонту в пределах видимости.

Для планирования навигационного обеспечения на орбите, соответствующей трассе, проходящей в широком диапазоне различных районов Земли, необходимо располагать картами линий равной точности, на которые наносят линии равных ГФ. Эти линии наиболее полно характеризуют зону действия спутниковых систем и показывают относительное расположение районов, где точность определений будет не хуже некоторого заданного значения.

Если рассматривать глобальную спутниковую навигационную систему, охватывающую все районы Земли, то в каждой точке пространства можно определить потенциальную точность навигационного определения. Совокупность таких точек дает возможность построить *поле точностей* спутниковой навигационной системы.

Нахождение математической модели такого поля является сложной, но весьма актуальной задачей. Трудности построения точностной модели спутниковой системы усугубляются еще и тем, что поле точности меняется во времени из-за движения ИСЗ относительно поверхности Земли. Расчеты показывают, что зоны повышенной и пониженной точности совпадают с зонами наибольшего сгущения и наибольшего разрежения ИСЗ. Но не только количество видимых ИСЗ определяет зону наивысшей точности. Как отмечалось ранее, значительное влияние на точность оказывает и конфигурация выбранного созвездия. Так, минимальная точность достигается в тех зонах, в которых в данный момент реализуется компланарное расположение ИСЗ. Каждый ИСЗ обслуживает в данный момент времени ограниченную область, определяемую зоной его радиовидимости. На границе этой области меняется и точность навигационных определений. Поэтому модель точностного поля, или функция точности, имеет разрывы второго рода на границе области и первого рода в точках, где наблюдаемые ИСЗ компланарны. Из-за движения ИСЗ границы областей изменяются и конфигурация поля также оказывается переменной. Если структура ИСЗ регулярна, т. е. повторяется через определенный промежуток времени, то в поле точности может быть выделена элементарная структура (зона), которая повторяется во времени и пространстве. Это обстоятельство облегчает построение поля точности спутниковой системы.

Для системы GPS, например, размеры такой области составляют 1,5 ч по времени и 60° по долготе. Из-за центральной симметрии спутниковой системы в любой момент времени достаточно рассматривать ее точностные свойства только в одном полушарии. В работах [34, 53] приведены данные о погрешностях определения

координат места спутников типа «Навстар» при обработке измерений от пяти и более ИСЗ в системе с 8-часовым периодом их обращения, а также в системе с 12-часовым периодом. Известно, что СКО определения места объекта составляют при этом соответственно 6...7 и 7...25 м, а высоты – 10...25 и 10...45 м. В случае наихудшего расположения рабочего созвездия СКО возрастают по месту до 100...1000 м, а по высоте – до 130 м.

Влияние взаимного расположения ИСЗ в созвездии на погрешности определения скорости потребителя полностью аналогично рассмотренным выше соотношениям для координат. Таким образом, все выводы относительно поля точности для определения координат объекта остаются в силе и для скоростей. Порядок погрешностей определения скоростей можно проиллюстрировать данными для системы «Навстар», приведенными в табл. 14.6.

Таблица 14.6

#### Порядок погрешностей определения скоростей

| Погрешность измерения радиальной скорости, м/с | Погрешность определения горизонтальных составляющих скорости, м/с | Погрешность определения вертикальной составляющей скорости, м/с | Вероятность достижения указанной точности, % |
|------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|----------------------------------------------|
| 0,06                                           | 0,07                                                              | 0,08                                                            | 50                                           |
|                                                | 0,09                                                              | 0,13                                                            | 67                                           |
|                                                | 0,13                                                              | 0,21                                                            | 90                                           |

Без обсуждения проблемы высокоточной увязки используемых при навигационных определениях временных шкал (ВШ) вне поля зрения читателя останется важный момент, занимающий одно из ключевых мест в обеспечении высокоточного расчета местоположения и скорости потребителей навигационной информации.

Отметим прежде всего, что измеряемые навигационные параметры и определяемые (оцениваемые) параметры движения объекта отсчитывают в различных системах координат. Измерения ведут в системе отсчета, связанной со спутником, местоопределение же осуществляют в земных системах координат (геоцентрической или топоцентрических). Использование такой схемы навигационных определений возможно только тогда, когда данные, полученные в различных координатах тем или иным способом, приводят к

единой системе отсчета. Приемом, обеспечивающим такое приведение, служит передача эфемеридной информации на борт потребителя навигационной информации. Поскольку навигационные ИСЗ не неподвижны относительно принятой базовой земной системы координат, а движутся с орбитальной угловой скоростью, будет происходить непрерывное расхождение систем отсчета. В связи с этим эфемериды должны постоянно (желательно непрерывно) уточняться. Идеальным был бы вариант, когда БЦВМ потребителя не только обеспечивала решение навигационной задачи, но и одновременно проводила полный расчет эфемерид навигационного ИСЗ. Для этого на борт потребителя на момент начала навигационного определения должны быть переданы начальные условия движения навигационных спутников. Второе условие реализации такого подхода – наличие на борту потребителя БЦВМ с большим объемом запоминающего устройства и с очень высоким быстродействием. Проблема не относится к числу неразрешимых. Но с учетом достигнутого уровня развития вычислительной техники до сих пор использовался несколько иной вариант решения рассматриваемой задачи. В нем предусмотрен наземный расчет эфемерид с некоторой дискретностью и ретрансляция их с задержкой через навигационный ИСЗ на борт потребителя с последующим перерасчетом эфемерид на моменты измерений. Принятый интервал дискретности, например равный 30 мин, требует возложения на БЦВМ обязанности кратковременного прогноза движения навигационного спутника в этих временных пределах, при этом начальными условиями служат эфемериды ближайшей точки. В случае проведения измерений одновременно по нескольким навигационным спутникам потребитель должен располагать информацией о положении и движении всех спутников, входящих в систему. Эту информацию принято называть *эфемеридами второго рода*, или *альманахом*. Подчеркнем, что альманах играет вспомогательную роль. Он непосредственно не используется для навигационных расчетов, а предназначен для выбора навигационных спутников, их поиска и вхождения в радиосвязь. Данное обстоятельство делает возможным понизить требования по точности задания эфемеридной информации о спутниковой системе. Альманах является носителем информации, формируемой впрок, поэтому может передаваться частями, от кадра к кадру, распределяясь по последовательным кадрам навигационного сигнала.

Применительно к обсуждению проблемы приведения навигационной информации к единой системе отсчета здесь можно было поставить точку, если бы не одно немаловажное обстоятельство – спутниковые системы навигации функционируют в собственной временной шкале. Все процессы работы отдельных элементов спутниковая система фиксирует в этой временной шкале. Поскольку многие потребители реализуют способ навигационных измерений с применением пассивного дальномера с фиксированным началом отсчета и посредством сетевых спутниковых систем проводят определение дальности одновременно до нескольких навигационных ИСЗ, необходимо, чтобы временные шкалы задействованных спутников были согласованы как между собой, так и с временной шкалой потребителя. Этого достигают независимой привязкой шкал каждого спутника к системному времени и синхронизацией временной шкалы потребителя в каждом сеансе навигационных определений путем оценивания ухода фазы бортового генератора относительно фазы генераторов навигационных спутников.

*Системная шкала времени* задается хранителем времени в составе наземного КИК. Она может совпадать, но может и несколько расходиться с всемирным временем. Приведение в соответствие бортовых шкал навигационных ИСЗ со шкалой наземного хранителя проводят посредством сверки и коррекции времени по каналам радиосвязи.

В современных навигационных системах для формирования системных шкал времени используют групповые атомные стандарты (как правило, цезиевые), что обеспечивает очень высокую равномерность этих шкал. Кроме того, системные шкалы времени у большинства навигационных систем синхронизируют со шкалой всемирного координированного времени. Таким образом обеспечивают достаточно высокую стабильность как для целей навигации, так и для передачи сигналов точного времени. Всех потребителей сигналов времени удобно классифицировать условно по трем категориям в зависимости от требуемой ими точности временной шкалы: низкая точность (погрешность более 1 мс), средняя точность (погрешность 1...50 мкс), высокая точность (погрешность менее 50 мкс). Следует отметить, что в настоящее время число потребителей, которым требуется субмикросекундная точность, постоянно возрастает.

Естественно, возникает вопрос о допустимой нестабильности генераторов потребителей навигационной информации разного

назначения. При синхронизации временных шкал каждого навигационного ИСЗ с периодичностью один раз за полный оборот по орбите (полусуточный период) бортовые генераторы должны обладать стабильностью  $10^{-9} / 43200 \approx 2 \cdot 10^{-14}$ . Насколько велик допустимый уровень нестабильности, отвечающей указанной цифре, можно судить по тому, что, например, обеспечение рейса сверхзвукового самолета в коридоре шириной не более  $\pm 20$  км с прибытием в конечный пункт, находящийся на расстоянии 95 км с ошибкой в пределах 9,5 км при определении расчетного времени за 30 мин до окончания полета, осуществляется при временной ошибке, не превосходящей 90 с. Такая точность может быть достигнута даже с помощью обычных часов при тщательном определении их поправки перед полетом. Уровень стабильности хранения времени для спутниковых систем может быть обеспечен только с помощью современных атомных генераторов (стандартов) времени, называемых *атомихронами*. Последние представляют собой сложнейшие аппаратные комплексы, функционирующие в условиях, гарантированно обеспечивающих постоянство температуры, исключение вибрации, влияния внешнего и внутреннего магнитных полей и т. п.

Изложенные положения дают общие представления о решении навигационных задач с использованием СРНС. Конкретизация соответствующих алгоритмов применительно к существующим системам ГЛОНАСС и GPS выходит за рамки обсуждаемой в пособии темы. Заинтересованный читатель может быть отослан к работам [34, 57], содержащим более полную информацию по этим вопросам.

#### **14.13. АВТОНОМНАЯ НАВИГАЦИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ МАНЕВРОВ**

Условия решения навигационной задачи на борту КА, т. е. при автономном способе управления маневром, значительно отличаются от условий решения этой задачи с помощью наземных средств КИК. К основным особенностям автономной навигации обычно относят следующие:

- состав навигационных измерений и их общее число ограничены;
- возможности БЦВМ с точки зрения полноты математического описания процесса в реализуемом алгоритме, объема и точности проводимых вычислений;

• участие экипажа КА вносит дополнительные погрешности, обусловленные влиянием специфических (часто экстремальных) факторов космического полета.

При разработке алгоритмов автономного решения навигационной задачи, как правило, исходят [85] из того, что в качестве первичной (текущей) информации могут быть использованы данные измерений, проводимых совместно или в отдельности, например:

- угла между направлениями на два небесных тела;
- момента затмения звезд;
- высоты орбиты или расстояния до центра планеты и т. д.

Состав навигационных измерений при этом может быть разным. В частности, при использовании секстанта и высотомера полный состав измерений для припланетной навигации включает следующие данные:

- углы возвышения двух звезд над горизонтом планеты и ее углового диаметра;
- углы возвышения трех звезд над горизонтом планеты;
- возвышения двух звезд над горизонтом планеты и высоты орбиты КА.

При этом все измерения должны иметь временную привязку, осуществляемую с помощью бортового эталона времени.

Методы, базирующиеся на проведении астрономических засечек, представляют собой основной класс методов автономной навигации при межпланетном перелете. С точки зрения общей классификации методов навигации [26] все возможные виды навигационных засечек, к которым относят астрономические, должны быть отнесены к позиционному методу (методу поверхностей и линий положения).

Действительно, предположим, что навигационную задачу решают с помощью измерения соответствующих углов. Измерение угла, в вершине которого находится КА, между линиями визирования ближайшего небесного тела (планеты или Солнца) и звезды дает одну поверхность положения (в виде конуса с вершиной, совмещенной с ближайшим небесным телом). Второе угловое измерение на основе визирования того же самого небесного тела и другой звезды образует вторую поверхность положения. В результате пересечения указанных поверхностей положения будут получены две линии положения, одна из которых является линией положения КА. Исключение неопределенности в выборе фактической линии

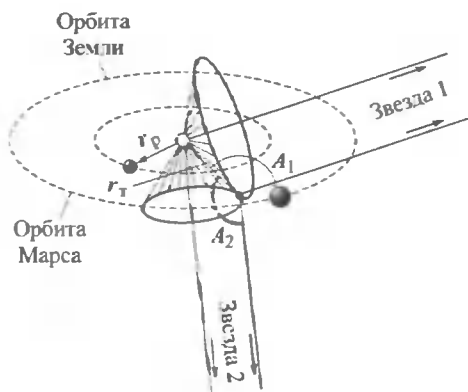


Рис. 14.11. Геометрия астрономической засечки при измерении двух углов

положения требует измерения угла визирования третьей звезды по отношению к тому же ближайшему небесному телу. На практике отмеченную неопределенность легко разрешают без проведения третьего измерения, поскольку линии положения разнесены обычно достаточно далеко, и приближенного знания местонахождения КА оказывается достаточно. При соответствующем выборе астроориентиров она может быть исключена в принципе (рис. 14.11).



Рис. 14.12. Поверхность положения типа «навоид»

Наличие линии положения еще не определяет местонахождения КА. Для этого необходимо найти пересечение линии положения с третьей поверхностью положения либо полученной по результатам других измерений второй линией положения. В этом смысле третье измерение необходимо. Если в качестве такового выбрать измерение угла между линиями визирования двух ближайших до КА небесных тел (планеты и Солнца), то будет получена третья недостающая поверхность положения, называемая навоидом (рис. 14.12). Пересечение ее с полученной ранее линией положения дает местонахождение КА относительно ближайшего небесного тела. Согласно рис. 14.12, навоид представляет собой поверхность, образованную вращением

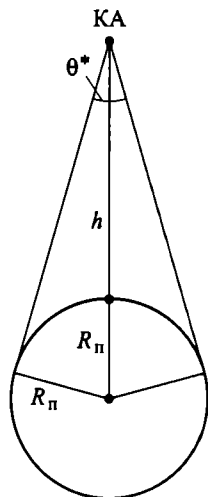
дуги окружности вокруг линии, соединяющей выбранные небесные тела. Радиус окружности определяют расстоянием  $D$  между телами и измеренным углом между их линиями визирования.

Проведение расчетов по определению местоположения КА, отвечающих рассмотренной геометрии навигационной астрономической засечки, требует решения трех нелинейных уравнений вида

$$\begin{aligned} r_T i_1^0 &= -r_T \cos A_1; \\ r_T i_2^0 &= -r_T \cos A_2; \\ r_T r_p &= r_T^2 - r_p^2 - r_T |r_p - r_T| \cos A_3, \end{aligned} \quad (14.76)$$

где  $r_T$  – неизвестный вектор местоположения КА относительно одного из ближайших небесных тел (в частности, Солнца);  $i_1^0$  и  $i_2^0$  – орты, характеризующие направления на звезды;  $r_p$  – радиус-вектор, определяющий положение планеты, например Земли на рис. 14.12 относительно Солнца.

Аналогичный результат по постановке навигационной задачи может быть в случае, когда координаты КА определяют при пересечении линии положения, полученной по рассмотренному способу, с третьей конической поверхностью положения, образованной при измерении угла между линиями визирования второго ближайшего небесного тела и звезды.



Планета

Когда КА находится сравнительно близко к какому-либо рассматриваемому небесному телу, предпочтение отдают другому виду измерений. В нем дополнением измерений двух углов до полного состава служит видимый угловой диаметр диска ближайшей планеты.

Размер диска может быть охарактеризован с помощью угла  $\theta^*$ , под которым он просматривается. Чем ближе КА, с борта которого проводят наблюдения, к планете или Солнцу, тем больше угловой размер  $\theta^*$  (рис. 14.13).

В соответствии с обозначениями, принятыми на рисунке, имеем

Рис. 14.13. Определение углового размера планеты  $\theta^*$

$$(R_n + h) \sin \frac{\theta^*}{2} = R_n, \quad (14.77)$$

откуда следует искомая взаимосвязь между расстоянием от КА до поверхности планеты  $h$  и наблюдаемым углом  $\theta^*$ :

$$h = R_n \left( \operatorname{cosec} \frac{\theta^*}{2} - 1 \right). \quad (14.78)$$

Как видно из (14.78), соответствующая связь является однозначной.

Обозначив координаты центра планеты через  $x_n, y_n$  и  $z_n$ , а координаты КА через  $x, y, z$ , получим

$$\sum_{j=1}^3 (x^j - x_n^j)^2 = R_n^2 \operatorname{cosec}(\theta^*/2). \quad (14.79)$$

Если измерения проводят относительно Солнца, последнее уравнение можно упростить:

$$\sum_{j=1}^3 (x^j)^2 = \frac{R^2}{\operatorname{cosec}(\theta^*/2)}. \quad (14.80)$$

Так может быть получена третья поверхность положения. Очевидно, что функция (14.79), отвечающая этому типу навигационных измерений, соответствует поверхности положения в виде сферы с центром, совпадающим с центром планеты (или Солнца), поскольку геометрическим местом точек, из которых планета видна под углом  $\theta^*$ , является именно сфера. К аналогичному по точности результату навигации приводит также определение момента затмения звезды ближайшей планетой. Наблюдение этого эффекта позволяет определить поверхность положения в виде цилиндра, ось которого совпадает с направлением на звезду, а диаметр равен диаметру планеты.

Решение навигационной задачи на основе рассмотренных приемов требует проведения всех навигационных измерений одновременно, что не всегда возможно. Из-за нелинейности уравнений навигационного алгоритма (14.76) возникают трудности фильтрации ошибок измерений несмотря на избыток этих измере-

ний (в силу невозможности использования эффективных методов оптимальной фильтрации).

Указанные недостатки можно устранить при принятии предположения (естественно, когда оно достаточно обоснованно) о незначительности отклонения фактической траектории КА от номинальной. В этом случае возможна линеаризация уравнений навигационной задачи и, как следствие, использование методов линейной теории чувствительности.

В подавляющем большинстве системы, реализующие метод автономной навигации, относят к числу комплексных [26]. Их построение предполагает использование источников первичной информации, функционирующих на разных физических принципах действия.

Работу такого типа систем рассмотрим на примере радиоастроинерциальной навигационной системы (РАИНС) пилотируемого КА [87]. РАИНС состоит из четырех основных подсистем: инерциальной с гироскопическим построителем базовой системы координат (гироблоков), астрокоррекции, радионизмерителей и вычислительного устройства (БЦВМ). Типовая функциональная схема РАИНС пилотируемого КА приведена на рис. 14.14. Оптическую систему астроинерциального блока устанавливают обычно на ста-

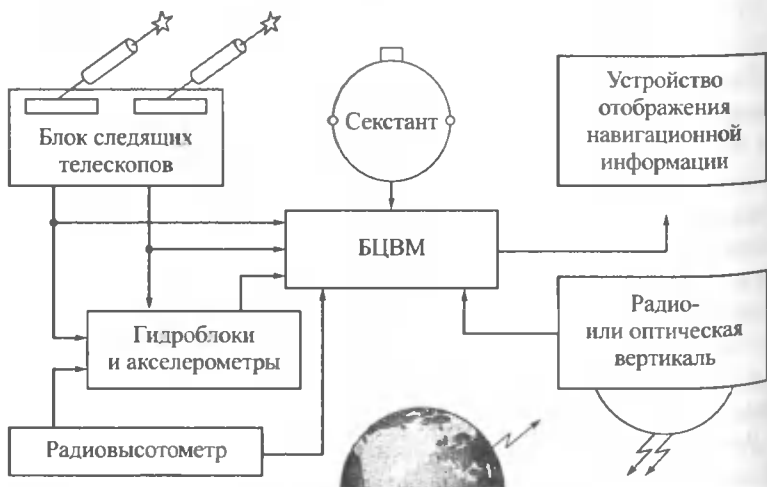


Рис. 14.14. Схема комплексной (радиоастроинерциальной) навигационной космической системы

близированной платформе, в результате достигают более высокой точности определения навигационных параметров. Подсистема астрокоррекции должна выдавать в БЦВМ сигнал наличия звезды в поле зрения оптического блока, значения углов между осью визирования светила и осями моделируемой на борту системы координат (сопровождающей системы). Выставку платформы осуществляют по двум заранее выбранным навигационным звездам. Ее можно проводить как в автоматическом режиме, так и вручную. Выбор навигационной звезды производят по каталогу, хранящемуся в памяти БЦВМ, включающему в общем случае несколько десятков астроориентиров. Информация о текущей высоте полета необходима для реализации алгоритма инерциальной навигации при выполнении маневров, а также определения параметров орбиты. Наличие специального табло позволяет космонавту визуально отслеживать получаемую навигационную информацию, контролируя работу системы.

Для выполнения навигационных измерений кроме звезд и горизонта Земли или Луны можно использовать и наземные ориентиры с заранее известными координатами: крупные строительные сооружения, реки, озера, острова, характерные изгибы береговой линии и т. д. Выбор ориентиров на земной поверхности возложен на космонавта.



## **Раздел 5**

# **КОНТРОЛЬ ПОЛЕТА И СОСТОЯНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ, ПРИНЯТИЕ ОПЕРАТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ЕГО РЕЗУЛЬТАТАМ**



## Глава 15

# **ОСУЩЕСТВЛЕНИЕ КОНТРОЛЯ ПОЛЕТА И СОСТОЯНИЯ ПОДСИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ**

---

### **15.1. КОНТРОЛИРУЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ И ПРОЦЕССЫ В СИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ВНЕШНЕЙ СРЕДЕ И АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ, СПОСОБЫ КОНТРОЛЯ**

Управление любой технической системой обязательно включает в качестве неотъемлемого элемента осуществление того или иного вида контроля (текущих значений параметров движения, состояния подсистем, качества выполняемых подсистемами функций), предполагающего наличие обратной связи по контролируемым переменным.

Как отмечалось (см. § 1.1), понятие «управление космическим полетом» существенно более широкое, нежели управление движением КА, при котором достаточно иметь обратную связь по вектору текущего фазового состояния аппарата, реализуемую с помощью бортовых навигационных систем и ВТИ в рамках БНО полета. Процесс контроля при управлении космическим полетом, включающий наблюдение и оценивание характеризующих его параметров, естественно, имеет более емкое наполнение, чем при управлении только движением КА. Как указано в гл. 1, КА в качестве объекта управления и АСУ КП образуют единую техническую систему, обеспечивающую достижение цели полета, поэтому в процессе его выполнения постоянной оценке подвергают все виды параметров состояния как КА и внешней полетной обстановки, так и подсистем АСУ КП.

Интегральная оценка состояния контролируемых параметров должна гарантировать в каждый момент времени достоверный ответ на следующие вопросы:

- Способен ли КА выполнить поставленные перед ним задачи, в том числе обеспечить безопасность экипажа?
- Адекватны ли реакции бортового сегмента АСУ КП и систем КА на формируемые УВ?
- В состоянии ли наземный и бортовой сегменты АСУ КП обеспечить требуемый информационный обмен?
- Насколько состояние КА и АСУ КП в целом соответствует задачам реализации программы полета?

Таким образом, контролю подлежат все основные процессы и подсистемы КА и АСУ КП, участвующие в управлении, а также параметры внешней среды, в которой проходит полет. При контроле полета осуществляется оценка безопасности и состояния экипажа, состояния, работоспособности и ресурсов, пилотируемого КА, характера движения, внешней обстановки, выполнения полетных операций, научно-исследовательской программы и плана полета в целом.

В процессе контроля полета его объектом являются:

- состояние служебных систем КА, научной аппаратуры и экипажа;
- внутренние условия, в которых работает экипаж и функционируют технические средства КА (давление, состав и влажность атмосферы, температурный режим, уровень радиации, частоты и амплитуды колебаний конструкции);
- параметры относительного движения взаимодействующих КА (например, при сближении, расстыковке, групповом полете), получаемые автономно с помощью бортовых измерителей;
- информация, получаемая с научной и прикладной аппаратуры;
- внешние условия (среда), в которых осуществляется полет;
- ресурсные параметры КА, претерпевающие изменения в ходе полета;
- параметры движения в инерциальном пространстве центра масс КА, получаемые от средств ВТИ или автономно с помощью бортовых измерителей;
- параметры углового движения КА;
- объем и качество выполнения задач полета на фиксированный момент времени;
- состояние АСУ КП.

Контроль полета выполняется экипажем КА, БКАУ и персоналом ГОГУ.

Часть информации о значениях параметров поступает к этим звеньям от датчиков системы бортовых измерений, часть параметров от телевизионной системы (например, о положении подвижных деталей, крупных деформациях конструкции, состоянии наружной экранно-вакуумной теплоизоляции, относительном движении взаимодействующих КА).

Располагаемые ресурсы КА оцениваются с использованием информации от телеметрических датчиков с последующим расчетом. Так, запас топлива в баках двигательной установки  $m_p$  может быть определен двумя способами.

Первый предполагает определение разности первоначального запаса  $m_0$  и израсходованной массы топлива  $m_n$ :

$$m_p = m_0 - m_n. \quad (15.1)$$

Израсходованную массу топлива вычисляют по длительности работы двигателя  $\tau$ , полученной по телеметрическому каналу и по известным характеристикам (тяге  $P$  и удельной тяге  $P_{уд}$ ):

$$m_n = \frac{P\tau}{P_{уд}g}, \quad (15.2)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения.

Второй основывается на измерении давления в баллонах системы наддува баков с топливом. Расчетным или экспериментальным путем для данной двигательной установки определяют зависимость запаса топлива в баках от начального и текущего значений давления в баллонах наддува при разных температурах. По этой зависимости, используя показания датчиков давления и температуры в баллонах наддува, во время полета всегда можно, хотя и приближенно, оценить имеющийся запас топлива.

Степень выполнения КА задач полета на рассматриваемый момент времени контролируется специалистами по управлению полетом путем анализа всей поступающей информации о работе систем, результатах запланированных операций и полета в целом.

Некоторая часть параметров состояния КА (например, степень износа, вид усталостных деформаций и микроразрушений) относится к категории труднонаблюдаемых параметров и контролируется только косвенным образом.

Контроль состояния и качества функционирования бортовых подсистем АСУ КП (экипажа и БКАУ) проводится персоналом ГОГУ посредством анализа информации, поступающей с КА. Состояние и работа подсистем НКУ, за исключением ЦУП, оценивается центром управления средствами НКУ. Оценка состояния и работы ЦУП осуществляется соответствующей службой, входящей в его структуру, с учетом информации, поступающей от ГОГУ.

Основными процессами, подлежащими контролю при функционировании НКУ, являются:

- степень и качество выполнения программы сеансов управления;
- выполнение суточного плана привлечения средств НКУ к работе с КА;
- работоспособность всех элементов НКУ;
- состояние космической обстановки, влияющей на работу НКУ и на полет КА;
- состояние метеорологической обстановки, влияющей на работу НКУ;
- обеспечение пунктов управления целевой аппаратурой (если они задействованы в структуре НКУ) необходимыми данными для выполнения сеансов связи с КА;
- своевременное предоставление лицу, принимающему решение (ЛПР), всей совокупности сведений, необходимых для внесения изменений в реализуемый план полета.

Одной из главных задач контроля полета является обнаружение аномалий, требующих принятия мер по их парированию.

Суть контроля состоит в определении фактических значений контролируемых параметров, сравнении их с допустимыми или ожидаемыми значениями, выработке заключения о том, находятся ли параметры в допустимых пределах или выходят за них. В последнем случае для подготовки решения о дальнейших действиях по нормализации ситуации проводится диагностика (выявление причин) обнаруженного отклонения. Диагностика осуществляется путем логического анализа картины изменения параметров состояния КА (так называемой картины событий) в период возникновения отклонения от нормы либо путем воспроизведения на моделирующих средствах или наземных стендах условий, при которых появилось это отклонение, и вероятных причин, вызвавших его. При анализе картины событий весьма эффективно сопоставление одновременно возникших

изменений различных параметров состояния КА, дающее в ряде случаев возможность генерировать плодотворные гипотезы относительно возможных причин обнаруженной аномалии.

Допустимые пределы значений, или иначе пределы нормы, параметров состояния КА в общем случае устанавливаются в процессе проектирования для разных режимов его функционирования и могут уточняться в ходе эксплуатации. Кроме предельно допустимых значений непрерывных параметров КА устанавливаются и их среднестатистические пороги, определяемые в ходе испытаний систем или по результатам анализа предшествующих полетов. По достижении контролируемым параметром среднестатистического порога его дальнейшему поведению должно уделяться повышенное внимание. При наличии ПО состояние контролируемых параметров считается находящимся в допустимых пределах, если при их сравнении с ожидаемыми значениями оно соответствует установленной циклограмме их изменения в этой операции. Исполнение бортовыми системами КА команд, выдаваемых НКУ, контролируется путем сравнения параметров, на состояние которых эти команды влияют, с их ожидаемыми значениями.

Особенностью контроля полета современных космических средств является то, что он предполагает оценку значительного объема разнородных параметров состояния КА. Это в большей степени характерно для пилотируемых аппаратов. Так, на корабле «Союз» их число составляет величину порядка 1000, на корабле «Шаттл» – 12 000, на станции «Мир» – 14 000, на российском сегменте МКС в его конфигурации на конец 2008 г. – около 25 000 параметров.

С целью повышения эффективности и оперативности контроля для всего массива параметров состояния КА должна быть установлена определенная иерархия очередности проведения анализа и использования в задачах оценивания полета. *Первый*, наиболее высокий уровень в этой иерархии используется для оценки условий безопасности экипажа и работоспособности КА (с целью своевременного обнаружения возникающих нештатных ситуаций), *второй* – для контроля выполнения текущей полетной операции и реагирования бортовых систем на получаемые команды. Параметры, принадлежащие этим двум уровням, подвергают первоочередной обработке и анализу. В составе параметров первого уровня особо выделяются параметры, позволяющие обнаружить возникновение или тенденцию к возникновению нештатных ситуаций, способных привести к

тяжелым последствиям. Третий уровень используется совместно с параметрами первого и второго уровня для диагностики причин отклонения от нормы и уточнения картины складывающейся нештатной ситуации, а четвертый, совместно с параметрами первых трех уровней, – для углубленного анализа качества функционирования бортовых систем. Следует отметить, что указанные здесь первый и второй уровни иерархии контролируемых параметров могут меняться местами в случае управления полетами, для которых приоритет достижения цели полета выше приоритета безопасности экипажа.

Характерной особенностью контроля полета современных аппаратов является также наличие большого количества взаимосвязей между параметрами состояния КА и, как следствие, их взаимовлияние. Это диктует необходимость использования в ходе полета сложных методов и алгоритмов комплексной оценки параметров состояния и диагностики их отклонений от нормы. В ряде случаев, когда возникает ситуация, в которой заранее разработанные методы и алгоритмы контроля неприменимы, их приходится изыскивать оперативно в ходе анализа этой ситуации, привлекая методы экспертных оценок, выдвигая и проверяя гипотезы, а также применяя моделирование.

Необходимо обратить внимание и на такой вид отклонения состояния КА от нормы, при котором все наблюдаемые параметры находятся в установленных пределах, а сочетание текущих фактических значений некоторых из них является аномальным, способным привести к недопустимым последствиям. Это происходит, например, когда на КА идут одновременно два несовместимых процесса, но не наступила стадия их развития, приводящая к выходу каких-либо параметров состояния за границы нормы. Методы обнаружения и идентификации таких ситуаций являются предметом особых разработок.

Одной из важных задач, решаемых в процессе контроля полета, считается обнаружение тенденций к неблагоприятному изменению контролируемых параметров, установление причин, которыми они вызваны, и прогнозирование динамики развития ожидаемых отклонений от нормы в случае, если эти причины не будут устранены. Такая задача решается путем накопления и анализа в течение некоторого времени данных, характеризующих состояние контролируемых параметров.

Выполнение контроля полета персоналом ГОГУ осуществляется с помощью вычислительного комплекса, обеспечивающего об-

работку и отображение информации, поступающей с борта КА и от служб, оценивающих внешнюю космическую обстановку. Для контроля полета в ЦУП могут использоваться следующие виды информации, поступающей с КА:

- первичная телеметрическая информация с датчиков, встроенных в бортовые системы, с датчиков медицинской аппаратуры, находящихся на теле космонавтов, и с приборов, измеряющих параметры внешней среды;
- результаты обработки и анализа первичной информации в БВС КА и информация о ходе реализации алгоритмов БКАУ;
- сообщения экипажа пилотируемого КА о результатах контроля полета, автономных навигационных измерений и расчетов, о выполнении текущих работ и программы научных исследований;
- телевизионная информация с внутренних и внешних телекамер КА;
- квитанции приема на борту КА УВ, выданных НКУ;
- данные траекторных радиоизмерений;
- научная информация.

Кроме того, используется информация от организаций, контролирующих внешнюю космическую обстановку, медицинское состояние экипажа, выполнение научной программы.

Вычислительные мощности ЦУП – основного элемента НКУ – и интеллектуальные возможности работающего персонала ГОГУ, как свидетельствует опыт управления полетом станций «Мир» и МКС, при наличии указанной информации позволяют проводить оценку всех наблюдаемых параметров состояния. Обработанная вычислительными средствами информация предоставляется специалистам ГОГУ для анализа, оценки и выработки заключения о состоянии КА, его экипажа и внешней обстановки. Анализ осуществляется также и автоматически вычислительными средствами ЦУП с предоставлением его результатов специалистам.

Контроль процессов и функционирования систем ведется посредством сравнения текущих значений наблюдаемых параметров с прогнозируемыми, получаемыми на основе их моделирования.

При отклонении параметров от нормы диагностика причины, вызвавшей это отклонение, проводится ГОГУ в соответствии с принципами и методами, описанными в [45]. В некоторых ситуациях, рассмотренных до полета, диагностика может быть выполнена персоналом ГОГУ в соответствии с рекомендациями, которые содержатся в должностных инструкциях, и с помощью авто-

матризированных методов, опирающихся на детерминированные алгоритмы поиска неисправностей. Если причину аномалии не удастся установить таким способом, задача должна решаться персоналом ГОГУ путем логического анализа, выдвижения и проверки гипотез, а также проведения испытаний на физических аналогах или математических моделях КА и его систем с имитацией предполагаемых причин отклонения от нормы.

Информация, используемая для контроля полета, в хронологической последовательности фиксируется в базе данных, размещенной в вычислительной сети ЦУП. По запросу персонала она может быть предоставлена для анализа, например, в виде зависимости выбранного параметра от времени или от других параметров, значений разных параметров на интересующий момент времени и т. д. Эта информация также используется персоналом и другими специалистами для углубленного исследования качества работы систем КА. Таким же образом в базу данных должны быть помещены и данные, отражающие результаты выполненного анализа информации.

Оценки возможности БКАУ как современного развитого программно-технического комплекса, можно сделать вывод, что он способен осуществлять непрерывный автоматический контроль практически всех параметров состояния КА:

- систем КА и внутренних условий (давление, температура, состав воздуха в отсеках, уровень радиации, напряжение электросети), в которых работает бортовая аппаратура и экипаж, по данным, поступающим от датчиков системы бортовых измерений;

- траектории полета с использованием текущих значений навигационных параметров (данных системы спутниковой радионавигации, углов между направлениями на Солнце, звезды и планеты, измеряемых экипажем или автоматической навигационной системой);

- реакции бортовых систем на каждую команду, выданную БКАУ, и режимов работы бортовых систем в ходе операции;

- располагаемых ресурсов КА (контроль ресурсов может осуществляться БКАУ с использованием прямой информации от соответствующих датчиков и данных, вводимых космонавтами, или же косвенно посредством выполняемых расчетов);

- параметров внешней полетной обстановки, таких как интенсивность потоков космического излучения и метеорных частиц,

получаемых от радиометров и микрометеоритных датчиков; результаты обработки этой информации БКАУ выдает на средства отображения экипажу и обеспечивает предупредительную сигнализацию в случае превышения этими параметрами допустимого предела; используя измерения, получаемые от радиометров, БКАУ рассчитывает значения текущей интегральной дозы облучения для принятия экипажем мер защиты от космической радиации;

– медицинского состояния экипажа, которое может быть грубо оценено БКАУ, например, по частоте пульса и температуре тела космонавтов;

– ориентации осей КА в пространстве и ее изменения во времени – по информации, поступающей от датчиков системы управления движением или специальной системы контроля ориентации, которая имеет собственные датчики, в том числе работающие на иных принципах, чем основные.

В случае выхода контролируемых параметров за пределы нормы БКАУ может диагностировать причины аномального состояния в соответствии с заложенными в него алгоритмами или используя нейрокомпьютер, входящий в его состав.

Экипаж КА имеет возможность контролировать практически все виды параметров состояния. Для этого им используется следующая информация:

– навигационные параметры, измеряемые самостоятельно с помощью оптических приборов или получаемые от автоматической системы навигации; контроль параметров траектории либо орбиты осуществляется экипажем на основе этих измерений путем необходимых расчетов с применением БВС БКАУ или ПЭВМ;

– параметры состояния систем корабля, его внутренних условий и внешней полетной обстановки, поступающие от системы бортовых измерений с помощью СОИ, а также от БВС БКАУ, предварительно ею обработанные и оцененные на соответствие норме;

– телевизионные изображения с видеокамер, расположенных внутри КА и на его наружной поверхности;

– объективные данные о состоянии здоровья космонавтов, получаемые в ходе самостоятельного обследования с помощью медицинской аппаратуры;

– данные, получаемые космонавтами с помощью собственных органов чувств (слух, зрение, обоняние, тактильная чувствительность).

Располагаемые и израсходованные ресурсы КА могут быть автоматически измерены, а полученные при этом данные переданы экипажу на СОИ или терминалы БКАУ либо определены путем расчетов или ревизий.

Оценка выполнения режимов работы бортовых систем в ходе проведения ПО осуществляется экипажем КА посредством сравнения контролируемых параметров с их ожидаемыми значениями, отраженными в бортовых инструкциях или определенными экипажем до начала операции. Исполнение бортовыми системами выдаваемых команд контролируется также, путем сравнения параметров, на состояние которых эти команды влияют, с их ожидаемыми значениями, приведенными в бортовых инструкциях.

Ориентация осей ПКА в пространстве может оцениваться как по информации, поступающей от системы управления движением, так и визуально, по внешним ориентирам (подстилающей поверхности, Солнцу, звездам и планетам) с помощью оптических приборов.

Диагностика причины, вызвавшей отклонение какого-либо контролируемого параметра от нормы, в ситуациях, рассмотренных до полета, может быть выполнена экипажем с использованием рекомендаций, содержащихся в бортовых инструкциях. Если причину аномалии не удастся установить таким способом, экипаж должен решать эту задачу методом логического анализа, выдвижения и проверки гипотез с последующим обсуждением с персоналом ГОГУ при наличии времени.

Как показывает опыт эксплуатации орбитальных кораблей и станций, экипаж успешно справляется с задачей контроля большого количества параметров состояния, если массив этих параметров будет иметь иерархическую структуру, принцип организации которой кратко описан выше, и при этом космонавты будут располагать простыми, быстро реализуемыми алгоритмами анализа состояния корабля.

Информация, необходимая экипажу пилотируемого КА и БКАУ для контроля полета, поступает к этим управляющим звеньям по внутренним интерфейсам непосредственно от измерительных приборов и датчиков. Такая схема передачи информации обеспечивает непрерывность ее предъявления потребителю и устойчивость к помехам.

Доставка же с борта КА удаленным потребителям (в частности, в ЦУП) результатов измерений, отражающих различные физические

процессы, происходящие на борту КА в его системах, командно-вычислительных комплексах, измерительной аппаратуре, организмах членов экипажа, осуществляется дистанционно с помощью телеметрических систем в виде потока сообщений, которые образуют телеметрическую информацию (ТМИ). Сбор, передача, обработка и анализ ТМИ с последующей оценкой состояния КА представляют собой отдельную сложную задачу. Передача ТМИ сопряжена с воздействием помех и с ее задержкой (например, при больших расстояниях между КА и Землей в межпланетных полетах при вынужденных перерывах связи), что требует специальных мер по проверке и восстановлению ее достоверности и влияет на весь цикл осуществления контроля.

## **15.2. ПОЛУЧЕНИЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ**

Данные о состоянии КА и его бортовых систем воспринимаются датчиками, установленными на борту. Эта информация преобразуется в коды, поступающие в БКАУ и ВК ЦУП. В БКАУ она поступает по внутреннему интерфейсу, в ЦУП – по радиотракту на наземные станции слежения и далее по наземным кабельным и радиотрансляционным каналам связи либо через спутники связи.

Некоторая часть информации может быть записана на борту на магнитные носители, которые доставляются на Землю в возвращаемых капсулах. К этой части информации относится в основном та, которая может не использоваться оперативно для принятия решений по управлению, но для передачи которой по радиоканалу требуется высокая информативность радиотракта (например, измерения вибраций элементов конструкции или двигательной установки).

Совокупность датчиков, преобразующих, коммутационных и передающих устройств на борту образует радиотелеметрическую систему (РТС). В целом пространственно разнесенную информационно-измерительную систему дополняет наземная информационная подсистема, обеспечивающая прием информации и доведение ее до потребителя.

Радиотелеметрическая система работает обычно [4] в двух режимах передачи информации на Землю: непосредственной передачи данных с борта и воспроизведения информации с бортовых запоминающих устройств. Это обусловлено тем, что станции слежения, принимающие информацию, не обеспечивают непрерыв-

ной радиовидимости объекта по всей трассе полета. Телеметрическая информация по тем операциям, которые выполняются вне зоны радиовидимости станций слежения, записывается на запоминающие устройства, а затем при входе объекта в зону видимости передается в режиме воспроизведения.

Коды измеренных значений контролируемых параметров с различных датчиков должны поступать в БКАУ или ВК ЦУП, как правило, последовательно, один за другим. Чтобы различить, с какого именно датчика пришел очередной код, в настоящее время используют два способа.

1. Способ временного разделения измерительных каналов предполагает поочередную передачу сигналов с датчиков в строго определенной временной последовательности. Такая упорядоченная совокупность сигналов с датчиков образует так называемый телеметрический кадр [44]. Его начало и конец отмечены особым сигналом – стробом. Внутри кадра каждому каналу (датчику) предоставляется определенный интервал времени, в течение которого осуществляется передача информации, причем в этом интервале датчик может быть опрошен многократно (количество опросов определяется их частотой и интервалом времени, отведенным на опрос данного датчика). Номер (имя) датчика, с которого принимается информация в данный момент, автоматически определяется по значению интервала времени от начала кадра до данного момента. Опрос датчиков в заданной жесткой последовательности повторяется циклически (повторяется один и тот же телеметрический кадр). Такие циклические РТС с временным разделением каналов применялись и продолжают применяться на ОК и кораблях «Союз» и «Прогресс». Для них характерна постоянная, наперед заданная частота опроса датчиков. Для управления информационным потоком в циклической РТС не требуется применение БЦВМ.

2. Способ присвоения имени каждому датчику предполагает, что в информационном коде, поступающем от определенного устройства, вначале содержится его имя, а затем – значащая часть. При такой структуре кодового слова РТС применение БЦВМ для управления информационным потоком позволяет в зависимости от выполняемых операций задавать оптимальный состав контролируемых параметров и требуемую частоту опроса каждого из них, наилучшим образом используя пропускную способность радиотракта и наземных каналов связи. Такие РТС более прогрессивны, чем циклические.

Наиболее совершенной является адаптивная РТС, в которой ведется постоянный автоматический контроль *существенности* измерений, получаемых от каждого датчика. Это своего рода метод *сжатия* информации. На Землю передаются (или записываются в бортовое запоминающее устройство) только существенные измерения. Существенным измерение считается только тогда, когда оно отличается от предыдущего измерения этого же параметра на заданное значение (так называемый ценз). Иными словами, если значение параметра не изменяется или изменяется очень мало, то оно не передается на Землю. В качестве критерия существенности (ценза) для непрерывно изменяющихся параметров можно принять, например, отличие от предыдущего на среднюю погрешность измерения по данному каналу. Для дискретно изменяющихся сигналов критерием существенности является сам факт изменения уровня сигнала. Такой подход к выделению существенной информации наиболее просто реализуем в цифровой РТС, так как он означает передачу на Землю всех кодовых слов, отличающихся от своих предыдущих значений хотя бы в младшем (или любом заданном) разряде.

Обсуждаемый метод сжатия передаваемой информации сильно снижает требования к необходимой пропускной способности параметров и наземных каналов связи. В рассматриваемой РТС обязательно должна применяться БЦВМ. Она автоматически отслеживает изменение общего объема существенной измерительной информации и может перераспределять частоту опроса по каждому измерительному каналу в соответствии с динамичностью контролируемого параметра. При этом в нештатных ситуациях при сохранении постоянной общей информативности РТС существует возможность задать максимальную частоту опроса в канале с аварийно меняющимся сигналом за счет снижения частоты опроса тех каналов, по которым передается информация, некритичная в данный момент времени.

Наиболее сложной в техническом отношении, но обладающей широкими возможностями, является адаптивно-адресная РТС. В такой системе в зависимости от текущих потребностей в измерениях на борту могут осуществляться:

- автоматическое регулирование частоты опроса каналов в зависимости от существенности измерений;
- управление составом измеряемых параметров;

• управление критериями существенности величин и длиной (разрядностью) кодовых слов по командам с Земли или от бортовой автоматики.

Одной из важных характеристик РТС является *информативность*, т. е. максимальный поток информации, который она способна передавать в радиоканал. Для цифровых РТС информативность определяется как количество двоичных разрядов, передаваемых в секунду.

Потребная информативность радиотракта РТС КА  $C_p$  зависит от числа опрашиваемых телеметрических датчиков, частоты опроса каждого из них  $f_i$ , точности измерений контролируемых параметров (т. е. от разрядности кодового слова  $K$ ) и может быть представлена следующим выражением:

$$C_p = K \sum_{i=1}^m n_i f_i, \quad (15.3)$$

где  $n_i$  – количество датчиков в группе с одинаковой частотой опроса  $f_i$ ;  $m$  – количество групп датчиков с одинаковой частотой опроса.

Принята следующая классификация РТС в зависимости от обеспечиваемой ими информативности  $C_p$ : до 10 000 дв.ед/с – малоинформативные; 10 000...100 000 дв.ед/с – среднеинформативные; свыше 100 000 дв.ед/с – высокоинформативные.

На современных КА и ОК с большими потребностями измерений применяют РТС средней и высокой информативности.

Остановимся кратко на особенностях передаваемых телеметрических данных в режиме воспроизведения (ВП) с бортовых запоминающих устройств (ЗУ). Запись информации на ЗУ осуществляется в течение длительного промежутка времени  $T_{\text{зап}}$  (обычно десятки, иногда сотни минут), а передача накопленных в ЗУ данных – быстро (за время пролета объекта в зоне видимости станции слежения  $t_{\text{в.п}}$ , т. е. за 5...10 мин). Чтобы передать за малое время  $t_{\text{в.п}}$  данные, записанные на ЗУ в течение длительного времени  $T_{\text{зап}}$ , в циклических РТС необходима запись измерений с каждого датчика на ЗУ с прореживанием (сжатием) в среднем в  $n = T_{\text{зап}}/t_{\text{в.п}}$  раз. Таким образом,

частота полученной на Земле в режиме ВП ТМИ в  $n$  раз меньше частоты опроса по каждому из контролируемых параметров, чем в режиме непосредственной передачи.

Точность телеметрических измерений определяется двумя факторами: инструментальной точностью используемых датчиков и количеством разрядов значащей части кодового слова РТС, применяемой для данного КА. Так, если число разрядов равно  $K$ , точность передачи измерений будет составлять  $1/2^K$  от измерительной шкалы. Для обеспечения требуемой инструментальной точности необходимо выбрать или разработать заново соответствующий датчик. В ряде случаев, чтобы достичь требуемой точности, необходимо для измерения одного и того же параметра установить несколько датчиков, работающих в смежных частях диапазона его измерения, поскольку один датчик, работающий на всем диапазоне, не обеспечит заданной точности.

## 15.3. ОБРАБОТКА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Главная задача, решаемая при обработке ТМИ, – в максимально короткий срок с момента события на борту КА (идеально – в реальном масштабе времени) получить достоверную и существенную информацию о параметрах состояния систем, чтобы путем ее дальнейшего анализа дать оценку состояния и качества работы объекта контроля (каждой системы и КА в целом).

Решаемые задачи обработки ТМИ принято разделять на первичные и вторичные.

Первичная обработка (ПВО) заканчивается формированием результатов, содержащих информацию о физических значениях параметров ТМИ, привязанных к шкале времени.

Она включает в себя следующие подзадачи:

- выбор параметров и интервалов обработки ТМИ;
- отбраковку результатов аномальных измерений;
- сокращение избыточности ТМИ с использованием экстраполяторов, интерполяторов и т. д.;
- формирование массивов цифровой информации;
- дешифровку ТМИ (калибровку, тарирование) и привязку измерений к наземной и бортовой шкалам времени;
- визуализацию, документирование, архивацию и передачу по каналам информационного обмена.

Вторичная обработка (ВТО) ставит своей целью выделение смыслового содержания в результатах ПВО, связанного с оценением и идентификацией технического и функционального состояния бортовых подсистем и КА в целом.

К числу основных задач ВТО обычно относят:

- распознавание и идентификацию технических состояний бортовых подсистем (режим подсистемы);
- определение числа состояний определенного типа на контролируемом интервале времени;
- установление порядка следования технических состояний во времени и его соответствия заданной программе включения бортовых средств;
- определение фактических значений обобщенных критериев оценки состояния и их соответствия требуемым значениям;
- выявление подмножеств аномальных технических состояний;
- идентификацию аномальных состояний и причин их возникновения;
- прогноз технических состояний бортовых подсистем;
- визуализацию, документирование и архивацию результатов ВТО.

Можно считать, что перечисленные задачи ВТО ( $a_1, \dots, a_j$ ,  $j = 1, \dots, k$ ) образуют множество задач функциональной диагностики бортовых технических средств, а соответствующие им алгоритмы, складывающиеся в совокупности в обобщенный технологический алгоритм обработки

$$A^{(p)} = A(A_1, \dots, A_j), \quad j = 1, \dots, k, \quad (15.4)$$

представляют собой множество алгоритмов, подлежащих распределению между задействованными средствами АСУ КП в фазе подготовки к сеансу переработки ТМИ для последующего децентрализованного выполнения.

Упорядоченная последовательность проведения сеансов обработки ТМИ с КА может быть представлена в виде

$$W_1 : A^{(p)} \rightarrow (1, 2, \dots, t), \quad t \in T, \quad (15.5)$$

где  $t$  – моменты (номера интервалов) времени начала сеанса;  $T$  – интервал планирования;  $W_1$  – оператор (вариант) упорядочения.

Отдельные сеансы ( $A_i^{(P)}$ ,  $i = 1, S$ ) могут быть реализованы в месте приема ТМИ с КА, другие ( $A_i^{(P)}$ ,  $i = S_1, q_1$ ) так перераспределяются между потребителями, чтобы с учетом меняющейся обстановки некоторый показатель эффективности принимал экстремальное значение.

При этом эффективность решения задач контроля по данным ТМИ определяется обычно уровнем адекватности моделей решаемых подзадач элементам процесса обработки и степенью доступности результатов обработки ТМИ заинтересованным лицам (экипажу КА либо специалистам ГОГУ).

В связи с этим задачи обработки ТМИ могут решаться как на борту объекта в его БКАУ, так и ВК ЦУП. Задачами, общими для БКАУ и ВК ЦУП в части обработки информации, в циклических РТС являются:

- выделение из принятого потока данных достоверной информации; при этом вся недостоверная (сбойная) отбраковывается (не поступает в дальнейшую обработку);
- восстановление *сбойной* информации при наличии необходимой избыточности сообщений (восстановленная информация обрабатывается в дальнейшем наравне с достоверной);
- выделение существенной информации;
- тарирование существенных измерений, т. е. превращение относительной шкалы телеметрических сообщений в физические величины контролируемых параметров;
- подготовка тарированных значений измерений к последующему решению задач автоматического анализа и накопления данных.

Для ВК ЦУП к этим задачам добавляются:

- автоматическое распознавание режима работы РТС – непосредственная передача (НП) или воспроизведение запомненной информации (ВП) – и настройка программ и исходных данных по алгоритмам обработки измерений в соответствии с текущим распознанным режимом;
- регистрация всего принятого объема телеметрии на магнитных носителях и части принятой информации (по заданию специалистов ГОГУ) – на графических устройствах;

- подготовка тарированных значений измерений к отображению и документированию;
- отображение обработанной ТМИ на индивидуальных и коллективных СОИ и документирование этой информации.

Комплекс программ математического обеспечения обработки полного потока ТМИ в ВК ЦУП включает перечисленные ниже алгоритмы [44, 45].

1. Алгоритм распознавания режимов работы РТС, основывающийся на расшифровке служебной части кодового слова, где содержится признак режима работы телеметрической системы (НП или ВП).

2. Алгоритм выделения достоверной информации. Отбраковку недостоверных измерений в программах обработки телеметрии чаще всего осуществляют двумя методами:

- контролем служебной информации телеметрического кадра;
- $n$ -кратным подтверждением значений отдельных измерений.

В качестве контрольной служебной информации могут привлекаться оценки правильности структуры телеметрического кадра (априорно известной последовательности служебной и измерительной информации кадра) и достоверности калибровочных уровней (в качестве калибровочных уровней удобно, например, использовать специальные метки 0, 50 или 100 % телеметрической шкалы). В обоих случаях – при несовпадении текущей структуры телеметрического кадра с известной и калибровочных уровней с заданными – информация всего кадра отбраковывается целиком и не поступает в дальнейшую обработку.

Число подтверждений значений измерения  $n$  принимается 2...10. Чрезмерное число подтверждений может привести к отбраковке измерений действительно изменяющегося параметра. Число подтверждений  $n$  выбирается индивидуально для каждого телеметрического параметра (или группы параметров). Применение алгоритма оценки достоверности, основанного на  $n$ -кратном подтверждении измерений, справедливо только при достаточной, априорно известной избыточности телеметрических сообщений. На практике при нормальном ходе бортовых процессов по большинству телеметрических параметров эта избыточность обеспечивается условием

$$n \leq N_{\text{изб}}, \quad (15.6)$$

где  $N_{\text{нзб}} = f_{\text{ф}} / f_{\text{мин. доп}}$ ;  $f_{\text{ф}}$  — фактическая частота опроса параметров;  $f_{\text{мин. доп}}$  — минимально допустимая частота опроса, определяемая по теореме Котельникова.

Алгоритм выглядит следующим образом. Измерение  $X_i$  считается достоверным в цикле проверки, если для всех  $n$  измерений выполняется соотношение

$$\left| \frac{X_i - X_{i-1}}{\Delta t} \right|_{i=1, \dots, n} < \Delta_d, \quad (15.7)$$

где  $\Delta t$  — период опроса  $X_i$  параметра;  $\Delta_d$  — назначенный ценз достоверности. За измерение, передаваемое на дальнейшую обработку, принимают любое заданное  $X_i$  внутри интервала  $X_1 \dots X_n$ .

Возможность применения модификации алгоритма  $n$ -кратного подтверждения: измерение  $X_i$  считается достоверным, если приведенное выше соотношение выполняется для  $m$  из  $n$  измерений на интервале проверки. При этом за достоверное принимают любое из  $m$  измерений.

Для обеспечения надежности отработки недостоверных измерений оба описанных метода (контроль служебной информации телеметрического кадра и  $n$ -кратное подтверждение измерений) могут использоваться совместно. При этом они применяются последовательно: проверке на  $n$ -кратное подтверждение подвергается информация, прошедшая кадровый контроль.

3. Алгоритм выделения существенной информации (сокращение избыточности измерений) близок по структуре алгоритму  $n$ -кратного подтверждения значений измерения при оценке достоверности.

Суть его такова. Достоверное  $X_K$  значение каждого параметра из  $K$ -го цикла подтверждений сравнивается с последующим значением из  $(K + 1)$ -го цикла, и воспроизводится алгоритм

$$\begin{aligned} X_{K+1} &= X_K & \text{при } |X_{K+1} - X_K| &\leq \Delta_c, \\ X_{K+1} &= X_K + 1 & \text{при } |X_{K+1} - X_K| &> \Delta_c. \end{aligned}$$

Значение ценза существенности  $\Delta_c$  обычно принимают равным 1...3 % измерительной шкалы телеметрируемого параметра (в этом диапазоне содержатся ошибки измерений). Таким образом, в дальнейшую обработку поступают только те измерения, которые в каждом последующем цикле  $n$  подтверждений отличаются от предыдущего на значение, большее  $\Delta_c$ .

Этот алгоритм  $(n, \Delta_c)$  обычно применяют для обработки медленно изменяющихся параметров, телеметрируемых с большой избыточностью, например для обработки измерений температур на элементах конструкции КА или давлений в герметичных отсеках.

Для оценки достоверности и существенности быстроменяющихся параметров и при обработке сильно зашумленного сигнала может быть использован алгоритм оценки среднего значения. Этот алгоритм сводится к вычислению математических ожиданий измерений на интервалах оценки достоверности и последующей обработке полученных значений  $X_K$  с помощью алгоритма  $(n, \Delta_c)$  при  $n = 1$ .

4. Алгоритмы обработки различных типов телеметрических сигналов предусматривают вычислительные и логические операции со следующими типами телеметрических сигналов:

- функциональных, непрерывно изменяющихся во времени;
- дискретных (сигнальных), где с определенным значением сигнала сопоставляется какой-либо дискретный уровень телеметрического параметра;
- смешанных, представляющих собой комбинацию двух предыдущих типов сигналов;
- словесно зависимых, когда определенному значению телеметрического параметра ставится в соответствие какой-либо текст;
- вычислительных, где для получения телеметрируемого параметра требуется осуществить определенные вычислительные операции с телеметрическим сигналом.

Алгоритм обработки функциональных сигналов обеспечивает преобразование вида

$$Y(t) = F[X(t)], \quad (15.8)$$

где  $X(t)$  – значение измерения телеметрической шкалы в пространстве;  $Y(t)$  – физическое значение измерения.

Приведенная зависимость называется тарифовочной характеристикой.

Алгоритм обработки дискретных (сигнальных) параметров предполагает такое же преобразование, но в этом случае  $Y(t)$  определяет номер диапазона, в котором находится значение измеряемого параметра, и присваивает телеметрическому сигналу значение (или текст), соответствующее номеру диапазона по тарифовочным таблицам сигнальных параметров. Если полученное измерение не попало ни в один из заданных диапазонов, ему присваивается признак «вне диапазона измерений». Экстраполяция тарифовочных характеристик при обработке сигнальных параметров не допустима, так как соседние диапазоны могут иметь диаметрально противоположные физические значения (например, включено-выключено).

Алгоритм обработки параметров с вычислительной тарифовочной характеристикой работает в соответствии с законом обработки телеметрического сигнала, заданного ею. В качестве примера такого закона можно привести соотношение

$$Y = K \sum_{i=1}^n a_i X_i, \quad (15.9)$$

где  $Y$  – значение вычислительного параметра, разным диапазонам которого может быть сопоставлен, например, какой-либо текст;  $K$  – коэффициент пропорциональности;  $a_i$  – весовой коэффициент  $X_i$ -го параметра;  $X_i$  – значение сигнального параметра;

$$X_i = \begin{cases} 0 - \text{разомкнут,} \\ 1 - \text{замкнут.} \end{cases}$$

## 15.4. АНАЛИЗ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Целью обработки ТМИ в ВК ЦУП является выдача с максимальным быстродействием на средства отображения данных о состоянии бортовых подсистем КА и его экипажа, а также оперативной информации по проведению научных и прикладных экспериментов [44].

Человеко-машинная система, осуществляющая по результатам обработки ТМИ ее анализ, образует канал приема – переработки – передачи информации, используемой ЛПР для коррекции или продолжения выполнения плана полета.

При полной наблюдаемости КА как динамической системы всегда можно определить его состояние по данным измерений выходных сигналов.

Обобщенная схема контроля технического состояния объекта по результатам обработки ТМИ в этом случае может быть представлена [21] в виде следующей математической структуры:

$$\begin{array}{c}
 T \times X \times Z \xrightarrow{L} Y \xrightarrow{\eta} E \xrightarrow{\psi} S, \\
 \qquad \qquad \qquad \downarrow \\
 \qquad \qquad \qquad \left| \vartheta \quad \chi \quad \right| \xi \\
 \qquad \qquad \qquad \rightarrow Y^\Phi \leftarrow
 \end{array} \quad (15.10)$$

где  $T$  – множество моментов времени, в которые наблюдается КА;  $X$  и  $Y$  – множества входных и выходных сигналов КА;  $Z$  – множество состояний;  $E$  – множество заданных видов технических состояний КА;  $S$  – множество истинных технических состояний;  $Y^\Phi$  – фактор-множество непересекающихся классов выходных сигналов объекта, взаимно-однозначно соответствующее множеству  $E$ ;  $L, \eta, \vartheta, \chi, \psi, \xi$  – отображения наблюдения, классификации, формализации, импликации, оценивания и идентификации технических состояний КА соответственно.

Анализ телеметрических измерений по времени выполнения относительно реальных событий на борту может быть подразделен [44] на следующие категории.

1. Оперативный анализ, выполняемый в реальном масштабе времени в ходе полета. Результаты его используют непосредственно для управления полетом. Оперативный анализ охватывает большую часть служебной ТМИ и отдельные группы измерений по экспериментальной и научной аппаратуре.

2. Послеполетный анализ, результаты которого используют для дальнейшего совершенствования конструкции, систем и оборудования КА. Послеполетный анализ заключается в более глубоком исследовании служебной ТМИ (например, для уточнения технических характеристик, выявления причин отклонений от нормы в работе систем). Он включает также все измерения по экспериментальной и научной аппаратуре.

При анализе телеметрии возможны несколько способов оценки контролируемых параметров. Наиболее распространенный – сравнение получаемых с борта данных с матрицей нормальных состояний (значений), хранящейся в ВК ЦУП. Более сложный способ – сравнение фактических данных с нормами, полученными на математической модели КА. Модель должна постоянно корректироваться в соответствии с командами, выдаваемыми на реальный КА, и текущим состоянием его систем.

Специальное математическое обеспечение автоматизированного анализа ТМИ строится на основе унифицированных (типовых) алгоритмов. В этом случае для каждой отдельной задачи анализа работы различных бортовых систем в рамках типового алгоритма дополнительно проводится только алгоритмирование нетиповых процедур, которые в программах СМО оформляют в виде расчетных блоков. Это позволяет:

- эффективно использовать память ВК ЦУП, так как любая задача требует выделения ресурсов памяти для размещения программ расчетных блоков и исходных данных;
- сократить сроки и стоимость создания СМО, поскольку для внедрения любой задачи анализа необходима разработка только расчетных блоков и исходных данных;
- оперативно вносить изменения в алгоритм анализа, так как в большинстве случаев они не затрагивают самого унифицированного алгоритма, а осуществляются на уровне коррекции исходных данных;
- непрерывно, от полета к полету КА, или в течение длительного полета увеличивать число задач анализа.

Унифицированные алгоритмы автоматизированного контроля ТМИ могут быть построены на основе [44, 45]:

- метода двухуровневого контроля;
- матриц состояний;
- древа поиска состояний;
- математической модели КА.

С помощью перечисленных алгоритмов удастся выполнить анализ состояния большинства систем комплекса.

Алгоритм анализа ТМИ, использующий метод двухуровневого контроля, наиболее прост. Он предусматривает задание по каждому параметру контролируемой системы двух диапазонов пороговых значений – предельно допустимого и среднестатистического для

ожидаемых значений параметров. Если все параметры, участвующие в контроле какой-либо системы КА, не вышли за среднестатистические значения отклонений, то алгоритм формирует заключение о нормальном состоянии системы. Если какой-либо из параметров системы больше среднестатистического порога, но не превышает предельно допустимого значения, то формируется сигнал типа «Внимание параметру такому-то».

И, наконец, если какой-либо параметр превышает допустимое значение, то формируется заключение «Параметр такой-то – замечание» и одновременно с ним на средства наглядного отображения и документирования ЦУП выдаются параметры, оказавшиеся за допустимыми пределами, и значения этих пределов.

Алгоритмы анализа работы системы КА, использующие принцип древа поиска состояния, основаны на последовательной оценке отдельных телеметрических параметров из числа  $X_1, \dots, X_n$ , характеризующих конкретную бортовую систему, и (или) результатов отдельных промежуточных вычислений обобщенных параметров  $A_1, \dots, A_n$ , полученных по фактическим значениям  $X_i$ . Определение состояния бортовой системы зависит от поэтапных результатов этого анализа и завершается идентификацией  $i$ -го состояния бортовой системы после  $K$  операций последовательного анализа параметров  $X_1, \dots, X_n (A_1, \dots, A_n)$ . Этот алгоритм имеет наглядную физическую структуру и близок к логике неавтоматизированного (ручного) анализа телеметрии. Однако он обладает и рядом недостатков при его использовании для анализа состояния систем КА. К этим недостаткам прежде всего относят:

- необходимость составления алгоритмов (и математических программ) для каждой системы КА в отдельности, поскольку число используемых для анализа каждой системы параметров  $X_i (A_i)$  и число операций сравнения  $K$  для идентификации состояний  $Y_i$  неодинаковы для каждой системы КА;

- необходимость корректировки алгоритма (и программы) при изменении исходных данных по использованию  $X_i (A_i)$  в  $K$  операциях сравнения с заданными фиксированными значениями  $[X_i], [A_i]$ .

В алгоритмах анализа работы систем КА, основанных на матрицах состояний, используется тот факт, что состояние системы  $Y_i$  в любой момент времени можно определить совокупностью значений  $[X_i]$  и  $[A_i]$  телеметрируемых параметров и промежуточных вычислений:

$$Y_i(t) = F(X_1, \dots, X_n, A_1, \dots, A_n). \quad (15.11)$$

При этом считается, что каждый параметр  $X_i(A_i)$  может находиться в конечном числе состояний. Каждое из этих состояний кодируется (обычным двоичным кодом), и полученные коды записывают в таблицу, называемую матрицей состояний. В строках матрицы стоят комбинации возможных значений кодов  $X_i(A_i)$ . При таком построении каждая строка матрицы будет соответствовать конкретному  $i$ -му состоянию системы, а совокупность строк — всем рассмотренным состояниям. Анализ с помощью матриц состояний выполняется следующим образом. По совокупности параметров  $X_i$  в момент времени  $t$  рассчитывают значения  $A_i$  и из значений  $X_i$  и  $A_i$  формируют вектор-строку, которую последовательно сравнивают со строками матрицы состояний. При их совпадении идентифицируется  $i$ -е состояние системы КА. При несовпадении сформированной вектор-строки ни с одной из строк матрицы формируется сигнал «Непредусмотренная ситуация».

Алгоритм, использующий матрицы состояний, менее нагляден, чем основанный на древе поиска, однако преимуществом является то, что его можно применять для анализа работы практически любой постоянно действующей системы КА и многих бортовых динамических процессов. В последнем случае матрицы состояний формируются для каждого характерного временного сечения динамического процесса. К недостаткам этого алгоритма относится большой объем требуемых исходных данных, поэтому процесс их подготовки должен быть автоматизирован.

Алгоритм, основанный на использовании математической модели системы, заключается в тактовом сравнении совокупности телеметрических параметров, получаемых на модели, с фактическими измерениями. Модель КА «запускается» параллельно с ре-

альным бортовым процессом и в реальном масштабе времени генерирует ТМИ о нормальном ходе анализируемого процесса. При совпадении фактической телеметрии с данными, полученными на модели, делается вывод о нормальном состоянии КА, при несовпадении проводится анализ отклонения. При этом вначале анализ может быть проведен с помощью одного из описанных ранее алгоритмов (например, матричного), а затем идентифицированная неисправность вводится в модель и подтверждается сравнением телеметрии, полученной на модели с отказом, с фактической.

Алгоритм анализа с привлечением данных модели наиболее универсален. Однако для его реализации требуется привлечение самого полного состава средств автоматизации (комплекс моделирующих средств, ВК ЦУП, каналы связи между ними) и наиболее сложное математическое обеспечение.

Сравнительная оценка эффективности перечисленных алгоритмов и затрат на их разработку и эксплуатацию (с учетом привлекаемых технических средств) показывает, что в большинстве случаев целесообразно применение [96] алгоритма анализа, основанного на использовании матриц состояний. Рассмотрим его подробнее.

Алгоритм анализа постоянно действующих систем КА использует в качестве исходных данных ТМИ в виде текущего сечения параметров, обработанных в один заданный или произвольный момент времени сеанса связи, и в виде массива значений группы параметров, которые упорядочены по времени в заданном интервале, предшествующем моменту времени текущего состояния.

Решение задачи анализа постоянно действующих систем с помощью этого алгоритма может быть разбито на следующие операции:

- формирование всей совокупности телеметрических параметров на фиксируемый момент времени;
- выбор значений телеметрируемых параметров на указанном интервале времени;
- определение достаточности получаемой телеметрии для проведения автоматического анализа контролируемой системы КА;
- вычисление по заданным зависимостям некоторых обобщенных параметров с использованием в качестве исходных данных полученных значений телеметрируемых параметров;

• проведение допускового контроля части телеметрируемых, а также обобщенных параметров, полученных в результате вычислений;

• кодировка телеметрических и обобщенных параметров;

• формирование информационного слова (вектор-строки) по контролируемой системе КА;

• идентификация информационного слова с помощью матриц состояний системы;

• выдача результатов анализа на средства наглядного отображения, документирование и посылка этих результатов в архив ВК ЦУП.

Все перечисленные операции, кроме вычисления обобщенных параметров, могут быть выполнены для любой постоянно действующей системы КА с помощью набора стандартных блоков программы контроля. Операции вычислений обобщенных параметров являются специфическими для каждой системы КА.

Алгоритм контроля динамических операций с помощью матриц состояния построен на предположении, что каждая операция может быть разделена на временные интервалы, характеризующиеся тем, что в каждом из них массив телеметрических данных, общий для всей динамической операции, имеет свою нормальную совокупность значений, и в каждом интервале можно для этого общего массива найти совокупность значений параметров, определяющих возможные (в том числе и нештатные) варианты протекания операции.

В программах автоматического контроля динамических операций с применением матриц состояний могут быть использованы все блоки программ, применяемых для контроля постоянно действующих систем. Особенностью программ контроля динамических операций является наличие специального блока идентификации временных интервалов. В процессе анализа динамической операции все телеметрические параметры, используемые для идентификации временного интервала, постоянно проверяются на существование.

Необходимо отметить, что автоматический контроль динамических операций с помощью матриц состояний позволяет оценить ход выполнения операции в определенные, наперед заданные дискретные моменты времени. Для непрерывной оценки хода динамической операции требуется разработка специальных (не матричных) алгоритмов контроля.

## 15.5. ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОЦЕССА КОНТРОЛЯ ПОДСИСТЕМ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ И ЕГО АВТОМАТИЗАЦИЯ

Повышение оперативности и глубины контроля, а также полноты охвата контролируемых процессов может быть обеспечено только при использовании специализированных человеко-машинных подсистем [45, 70, 96].

Такая подсистема должна [96]:

- принимать и обрабатывать информацию как без участия оператора, так и в диалоговом режиме с его участием;
- изменять нужным образом объем контролируемых параметров, в том числе контролируемых одновременно;
- контролировать не только отдельные, но и комплекс логически связанных параметров;
- оперативно ставить на контроль ЭВМ любую операцию;
- подключать к подсистеме контроля экспертную систему или систему искусственного интеллекта, с помощью которых оператор может оценить состояние системы и возможные решения;
- реализовывать на ЭВМ ряд заранее оговоренных УВ (например, формирование запроса на передачу с борта КА или с определенного элемента НКУ дополнительной информации);
- осуществлять с помощью ЭВМ контроль деятельности оператора, напоминая ему в заданное время о необходимости выполнения определенных действий, а также оценивая его состояние и способность выполнять возложенные задачи.

Подсистема должна автоматически идентифицировать сигнальный параметр и автоматически или по указанию оператора обеспечивать доведение его до подчиненных органов и пунктов управления, выдавая подтверждение о приеме.

Параметры контроля при этом можно разделить на следующие группы:

- адресные, по которым идентифицируется объект контроля, причем каждый содержит один из индексов адресации (идентификации) сообщений;
- временные, содержащие заданные интервалы или моменты времени выполнения операций;
- характеристические (характеристики выполняемых работ), определяющие качество проводимых операций и содержащие оценку

выполненных работ по критерию «Да / Нет» («Выполнено / Не выполнено»);

– технологические, задаваемые количественной или качественной мерой, оценивающие состояние контролируемых элементов НКУ и проверяющие параметры на соответствие плановым данным.

После сравнения фактических (принимаемых) и плановых значений параметров выносится суждение об объекте контроля (о ходе проводимых на нем работ) и автоматически вырабатываются решения (решающие действия). Суждения об отдельных объектах могут ограничиваться рамками некоторой операции комплексного контроля, в результате информационно обеспечиваются также обобщенные решения по нескольким объектам, совместно выполняющим целевые задачи (работы).

Выбор технологических последовательностей контроля связан с понятием технологического графа (дерева) их выполнения.

Технологическое дерево  $\Gamma$  выполненной работы задает допустимое множество технологических последовательностей контроля, каждая из которых представляет собой его ветвь, а вершина – операцию контроля.

Операции контроля, представленные в формальной модели подсистемы, называют модулями контроля. При подготовке подсистемы к работе определяются множества типовых операций контроля и соответствующих им модулей.

Каждая вершина  $\Gamma$  (операция контроля) реализуется одним или несколькими модулями контроля. Начальная вершина (корень) дерева является фиктивной. Технологическую последовательность контроля представляют в виде

$$T_{pi} = T_p(b_{i1}, b_{i2}, \dots, b_{ij}), \quad j = \overline{1, K_i}, \quad (15.12)$$

где  $b_{ij}$  –  $j$ -я операция в  $i$ -й технологической последовательности контроля.

Операции, соответствующие этой последовательности, однотипны для разных последовательностей. Если максимальное число таких однотипных операций  $a_j$  обозначить через  $J$  и пронумеровать все операции  $\alpha_j$  по времени выполнения, получим максимальную последовательность

$$B = T_p(a_1, a_2, \dots, a_J). \quad (15.13)$$

Проекцией  $i$ -й последовательности в пространстве, образованном  $J$  булевыми векторами (проекциями)  $E$ , назовем  $J$ -мерный вектор  $\beta_i = \{\xi_{i1}, \xi_{i2}, \dots, \xi_{iJ}\}$ , где

$$\xi_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{если операция типа } j \text{ включена} \\ & \text{в } i\text{-ю последовательность.} \\ 0 & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (15.14)$$

Каждый из этих векторов представляет собой вершину единичного куба в пространстве  $E^J$ . Если множество таких вершин обозначить через  $B$ , то задача формирования множества допустимых последовательностей будет состоять в выделении некоторого подмножества из множества  $B$ . При этом максимальное число допустимых последовательностей составит  $2^J - 1$ .

Таким образом, при наличии информации по каждой операции, решаемой на конкретном этапе контроля в рамках одной задачи, для формирования множества допустимых технологических последовательностей контроля достаточно иметь лишь проекции каждой из них.

Отметим, что для рассматриваемых процессов контроля характерным является случай, когда отношения между двумя проекциями носят линейный характер, т. е. две проекции якобы сравнимы между собой. Это позволяет построить линейную проекцию последовательности, обеспечив тем самым структурирование информации с целью ее оптимального размещения для решения.

После подстановки в последовательность типовых модулей контроля вместо операций легко получить типовые технологии контроля, представляющие собой упорядоченные во времени последовательности модулей контроля:

$$T_p = (F_{i1l}\xi_{i1}, F_{i2l}\xi_{i2}, \dots, F_{iJl}\xi_{iJ}), \quad (15.15)$$

где  $F_{ijl}$  — модуль контроля операций  $j$ -го типа при  $l$ -м варианте выполнения  $i$ -й типовой последовательности контроля.

Таким образом, в результате операций упорядочения и подстановки по отдельным задачам и группам формируется множество типовой последовательности контроля.

При контроле плановых и оперативно задаваемых работ возникает необходимость выбора рациональных (оптимальных) типовых технологий с точки зрения повышения эффективности (оптимальности и надежности) контроля, удобства работы и снижения нагрузки в моменты пиковой загрузки подсистемы. Решение такой задачи при наличии развитых математических и программных средств описания процессов контроля может быть эффективно реализовано оператором в диалоге с ЭВМ стандартными запросами [96].

Для формализации процессов контроля можно применять дедуктивно-логическую модель представления знаний, базирующуюся на языке вычисления предикатов первого порядка с ограниченной структурой.

Методический аппарат описания и реализации процессов контроля предусматривает [96] следующие схемы реализаций таких процессов.

Пусть на основе анализа процессов контроля и управления формализуется множество  $M$  одно-двуместных предикатов (атомарных формул) вида

$$P(t_1, t_2) \leq (t_1, \Theta, t_2), \quad (15.16)$$

где  $t_1, t_2$  — предметные переменные (термы);  $\Theta$  — индикатор отношения вида  $\leq, \geq, <, >, =, \neq$ .

В данном случае в качестве предметных переменных выступают параметры контроля, значение которых вырабатывается из интерпретирующего множества, задаваемого подмножеством вещественных чисел. При этом для определения термина используют функциональный символ  $f(x, y)$ .

С целью формализации операций контроля необходимо сформулировать правила выбора решающих действий  $F$ . Такие правила, называемые, как отмечалось, типовыми модулями контроля, наиболее естественно реализуются [96] данными, приведенными в табл. 15.1.

В табл. 15.1 введены следующие обозначения:  $C_{\mu i}$  — значение предиката  $P_i$  в  $\mu$ -й строке;  $m = 2^n$ ,  $K_{\mu} \in \{0, 1, \dots, l-1\}$ ,  $\mu = 1, m$ ;  $l$  — значность функции  $F$ ;

$$C_{\mu i} = \begin{cases} 0, & \text{если } P_i \text{ в } \mu\text{-й строке принимает} \\ & \text{значение False,} \\ 1 & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (15.17)$$

Таблица 15.1

Параметры, характеризующие выбор решающих действий

|          |          |     |          |       |
|----------|----------|-----|----------|-------|
| $P_1$    | $P_2$    | ... | $P_n$    | ...   |
| $C_{11}$ | $C_{12}$ | ... | $C_{1n}$ | $K_1$ |
| $C_{21}$ | $C_{22}$ | ... | $C_{2n}$ | $K_2$ |
| ...      | ...      | ... | ...      | ...   |
| ...      | ...      | ... | ...      | ...   |
| ...      | ...      | ... | ...      | ...   |
| ...      | ...      | ... | ...      | ...   |
| $C_{m1}$ | $C_{m2}$ | ... | $C_{mn}$ | $K_m$ |

Каждому значению выходной функции  $F$  соответствует некоторое решающее действие или набор выходных действий  $D_1, D_2, \dots, D_k$ . Для таблиц типа 15.1 выходная информация может быть задана следующим образом:

$$F(P_1, P_2, \dots, P_n) = \sum_{(\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n)} F(G_1, G_2, \dots, G_n) (P_1^{\delta_1}, P_2^{\delta_2}, \dots, P_n^{\delta_n}), \quad (15.18)$$

где  $(\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n)$  – набор значений  $P_i$ ,

$$P_i^{\delta_i} = \begin{cases} P_i, & \text{если } \delta_i = 1; \\ 0, & \text{если } \delta_i = 0. \end{cases} \quad (15.19)$$

В выражении (15.18) операции умножения и сложения определены в  $l$ -значном исчислении, что создает некоторые трудности для его практического использования. Поэтому для эффективного описания и реализации процессов контроля целесообразно перейти от  $l$ -значной функции к вектору функций алгебры логики  $\tilde{f}: D \rightarrow E^l$ , что позволит не выходить за рамки языка исчислений предикатов первого порядка.

Формализованная схема такого перехода состоит в том, что каждому значению  $F = j$  ставится в однозначное соответствие булева функция  $f_j: f_j = 1 \Leftrightarrow F = j$ . В этом случае  $f_i$  принимает вид [96], аналогичный представлению в дизъюнктивной нормальной форме:

$$f_j(P_1, P_2, \dots, P_n) = V(P_1^{\delta_1}, P_2^{\delta_2}, \dots, P_n^{\delta_n}). \quad (15.20)$$

где  $(\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_n) \in D_j$ ,  $D_j \leftrightarrow \{\tilde{\delta} : F(\tilde{\delta}) = j\}$  ( $I_j$  – множество индексов наборов, а символ  $\leftrightarrow$  означает равенство по определению).

Формализацию операций контроля целесообразно рассмотреть на примере типовых моделей контроля обмена информацией.

В этом случае проводится формализация приведенных ниже операций контроля [96].

1. Контроль приема сообщений (сигналов) без оценки их содержания. Проверяется соответствие адресных параметров принятых сообщений плановым значениям с выдачей оператору справки о приеме (отсутствии) интересующей его информации в директивный (плановый) момент времени.

2. Контроль приема оперативных сообщений без оценки их содержания. Выдача оператору справки о приеме (отсрочке) плановой информации осуществляется в момент ее приема  $t_{\text{прм}}$ , а не в плановый момент времени  $t_{\text{пл}}$ .

3. Контроль приема сообщений с оценкой их содержания по критерию «Да / Нет» («Готов / Не готов») аналогичен действиям, описанным в п. 1, за исключением того, что кроме адресных контролируются технологические и (или) характеристические параметры (на совпадение параметров проводимых работ с плановыми значениями). В случае получения информации об аномальных значениях этих параметров оператору выдается справка в момент  $t_{\text{прм}}$ , а при нормальном ходе процесса – в момент  $t_{\text{пл}}$ .

4. Контроль приема сообщений с оценкой их содержания в момент  $t_{\text{пл}}$ . В этом случае действия аналогичны п. 3 за исключением того, что вся плановая информация выдается оператору в момент  $t_{\text{прм}}$ .

5. Контроль приема «оперативных» сообщений с оценкой их содержания. Порядок действий аналогичен п. 3 за исключением того, что вся справочная информация о получении сообщения выдается оператору независимо от состояния процесса в момент  $t_{\text{прм}}$ .

6. Контроль параметров оценки обстановки. Здесь проводится проверка возможного состояния параметра, каждое из которых характеризуется пребыванием этого параметра  $\omega$  в заданных границах:

$$\omega \leq \omega_1^{\text{зад}} \text{ или } \omega_1^{\text{зад}} < \omega \leq \omega_2^{\text{зад}}, \dots, \text{ или } \omega_1^{\text{зад}} < \omega.$$

Модуль контроля приема сообщений без оценки их содержания представлен [96] в табл. 15.2, где  $R$  – выходная булева переменная, принимающая значение 1 (true), когда получены сообщения от всех абонентов.

В табл. 15.2 введены следующие обозначения:  $q$  – входная булева переменная, которая принимает значения 1, когда  $t_{\text{прм}} \geq t_{\text{пл}}$ .

Таблица 15.2

**Модули контроля приема сообщений без оценки содержания**

| $R$ | $q$ | $\hat{F}_1$ | $\tilde{f}_1$ |
|-----|-----|-------------|---------------|
| 0   | 0   | 0           | $f_{11} = 0$  |
| 1   | 0   | 0           | $f_{12} = 0$  |
| $R$ | $q$ | $\hat{F}_1$ | $\tilde{f}_1$ |
| 0   | 1   | 1           | $f_{12} = 0$  |
| 1   | 1   | 3           | $f_{13} = 3$  |

Решающая функция может быть определена следующим выражением:

$$\hat{F}_1 = q + 2Rq \quad (15.21)$$

при

$$f_{11} = q, f_{12} = Rq, f_{13} = Rq. \quad (15.22)$$

Если  $\hat{F}_1 = 0$ , то проверка проводится в момент контроля, при  $\hat{F}_1 = 1$  в момент  $t_{\text{пл}}$  выдается квитанция о поступлении сообщений и объектах, от которых плановая информация не принята. При этом может быть предусмотрено автоматическое формирование и выдача запросов этим абонентам. Если же  $\hat{F}_1 = 3$ , в момент  $t_{\text{пл}}$  выдается справка о приеме всех сообщений.

Изложенный подход дает возможность существенно повысить степень автоматизации процессов контроля, тем самым освободив операторов от выполнения некоторых рутинных операций.

## Глава 16

### **ПРИНЯТИЕ ОПЕРАТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ ПИЛОТИРУЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ ПОЛЕТОМ**

---

#### **16.1. РАЗНОВИДНОСТИ РЕЗУЛЬТАТОВ КОНТРОЛЯ И РЕАКЦИИ НА НИХ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ**

В результате контроля полета формируется заключение о состоянии управляемого объекта. Возможны три вида заключений [92].

1. Состояние космического аппарата в норме.

2. Значение некоторого параметра  $K$  вышло за среднестатистический порог. Формируется заключение типа «Внимание. Имеется тенденция к выходу параметра  $K$  за допустимый предел. Среднестатистический порог этого параметра  $K_{cc} = \dots$ . Предельно допустимое значение  $K_n = \dots$ . Фактическое значение этого параметра  $K_f = \dots$  на момент времени  $t = \dots$ . Фактическая скорость изменения параметра  $\Delta K_f / \Delta t = \dots$ . Прогнозируемое время  $t_{пр} = \dots$  достижения этим параметром предельно допустимого значения  $K_n$ ».

Среднестатистический порог значений контролируемого параметра  $K_{cc}$  находят в результате статистической обработки фактических значений, полученных в предыдущих полетах или на предшествующих этапах текущего полета.

Предельно допустимые значения  $K_n$  указаны в технических описаниях КА и его систем.

Фактическое значение параметра  $K_f$  получают непосредственно путем обработки телеметрической, внешнетраекторной и телевизионной информации либо в результате проведения вычислительных процедур над несколькими другими параметрами.

Фактическую скорость изменения параметра  $\Delta K_{\phi} / \Delta t$  определяют, получая несколько измерений (как минимум два) на некоторой временной базе  $\Delta t$  от момента времени  $t_1$  до момента  $t_2$  ( $\Delta t = t_2 - t_1$ ):

$$\Delta K_{\phi} / \Delta t = \frac{K_{\phi}(t_2) - K_{\phi}(t_1)}{t_2 - t_1}. \quad (16.1)$$

Чтобы найти прогнозируемое время  $t_{\text{пр}}$  достижения этим параметром предельно допустимого значения  $K_{\text{п}}$ , сначала определяют прогнозируемую скорость изменения параметра. При этом учитывают физическую сущность процесса, описываемого параметром. Прогнозируемое время

$$t_{\text{пр}} = \frac{K_{\text{п}} - K_{\text{сс}}}{(\Delta K / \Delta t)_{\text{пр}}} + t_{\text{сс}}, \quad (16.2)$$

где  $t_{\text{сс}}$  – момент времени, когда параметр достиг значения  $K_{\text{сс}}$ ;  $(\Delta K / \Delta t)_{\text{пр}}$  – прогнозируемый темп изменения параметра  $K$ .

Следует заметить, что чаще всего для определения прогнозируемого времени  $t_{\text{пр}}$  принимается фактическая скорость изменения параметра  $\Delta K_{\phi} / \Delta t$ . В этом случае

$$t_{\text{пр}} = \frac{(K_{\text{п}} - K_{\text{сс}})(t_2 - t_1)}{K_{\phi}(t_2) - K_{\phi}(t_1)} + t_{\text{сс}}. \quad (16.3)$$

Следует также иметь в виду, что заключение 2 («Имеется тенденция к выходу...») формируется только по достижении параметром  $K$  его среднестатистического предела  $K_{\text{сс}}$  и не ранее.

3. Значение некоторого параметра  $K$  вышло за допустимый предел. Формируется заключение типа «Внимание! Параметр  $K$  вышел из нормы. Предельно допустимое значение  $K_{\text{п}} = \dots$ . Фактическое значение  $K_{\phi} = \dots$  на момент времени  $t = \dots$ . Время выхода за допустимый предел  $t_{\text{пр}} = \dots$  (или, если это время точно не определено, предполагаемый интервал времени выхода). Фактическая скорость изменения параметра  $\Delta K_{\phi} / \Delta t = \dots$ ».

Ситуация, вызвавшая заключение 2, в действительности может привести к одному из исходов:

- соответствующие бортовые системы КА справятся с возмущением, имеющим тенденцию к выходу каких-либо параметров состояния КА за пределы нормы, и эти параметры вернутся в область своих среднестатистических значений;
- указанная тенденция сохранится, и соответствующие параметры выйдут за допустимые пределы. В этом случае возникнет так называемая нештатная ситуация.

Поскольку на момент выработки заключения 2 о наличии неблагоприятной тенденции руководителям полета неизвестно, к какому исходу приведет эта ситуация, принимают следующие меры:

- учащается контроль «неблагополучных» параметров;
- проводится анализ всей необходимой информации и поиск возможных причин выхода этих параметров за предел  $K_{cc}$  (диагностика);
- при обнаружении неисправности в системе КА (или другой причины выхода параметра за пределы  $K_{cc}$ ) принимаются меры по ее устранению или парированию отрицательных последствий;
- проводится подготовка к действиям, которые необходимо предпринять в случае выхода параметра за допустимый предел  $K_n$ .

Ситуация, вызвавшая заключение 3 («Параметр  $K$  вышел из нормы»), является нештатной, аномальной, требующей безусловного принятия активных мер по ее ликвидации или парированию последствий.

## **16.2. НЕШТАТНЫЕ СИТУАЦИИ, ВОЗНИКАЮЩИЕ В ПИЛОТИРУЕМОМ ПОЛЕТЕ**

Нештатной (т. е. незапланированной, ненормальной, нежелательной), или аномальной, ситуацией в общем случае принято называть совокупность обстоятельств, обусловленную действием возмущающих факторов и представляющую угрозу выполнению задач полета или безопасности экипажа. Обеспечение безопасности экипажа, жизнеспособности КА и полноты достижения цели его полета в условиях возникновения нештатных ситуаций является одной из основных задач системы управления полетом.

**Виды нештатных ситуаций** (рис. 16.1). Нештатные ситуации (НС) в зависимости от тяжести последствий, к которым они могут привести, если не будут своевременно ликвидированы, делятся на три вида: *катастрофические, критические и некритические*.

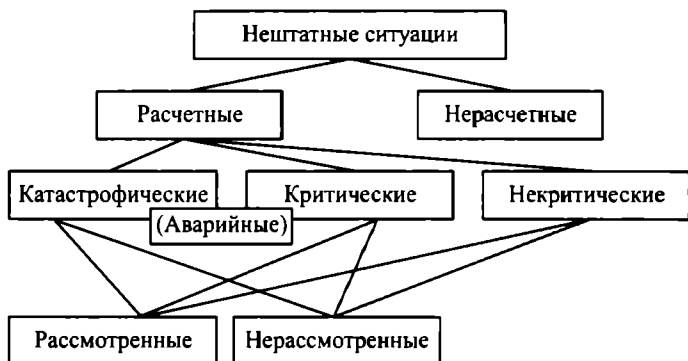


Рис. 16.1. Классификация нештатных ситуаций

**Катастрофическими** называют НС, сложившиеся в результате неустранимых отказов и приводящие к гибели экипажа или его травмированию с утратой работоспособности либо к потере одного из жизненно важных элементов КА и неспособности выполнять дальнейшие операции полета. К катастрофическим ситуациям относится и утрата возможности управления полетом КА.

**Критические** – это НС, приводящие к длительной потере функций или элементов КА либо к травмированию экипажа без потери его работоспособности или влияющие на физическую целостность и безопасность КА, последствия которых могут быть устранены вмешательством экипажа или ГОГУ.

Катастрофические и критические НС объединяют в категорию, именуемую *аварийными* ситуациями.

Нештатные ситуации, которые не несут в себе указанных признаков критических и катастрофических, относят к *некритическим*.

В зависимости от реальности выхода из НС они подразделяются на два вида:

- ликвидируемые (*расчетные* НС);
- выход из которых невозможен либо осуществляется с низкой вероятностью (*нерасчетные* НС).

По степени подготовленности ГОГУ, экипажа и бортовой автоматикн КА к управлению полетом при их возникновении НС также подразделяют на два вида:

- отраженные в наземной и бортовой документации по управлению полетом КА и содержащиеся в программном обеспечении ЦУП и БКАУ, с указанием рекомендуемых действий по их устранению и называемые *рассмотренными*, или *детерминированными*;
- возникающие в полете, но не отраженные в документации или ПО ЦУП и БКАУ и называемые *нерассмотренными*, или *недетерминированными*, НС.

Кроме нештатных ситуаций существует еще одна разновидность отклонений состояния КА от нормы, именуемая замечанием.

*Замечание* – это такое отклонение состояния КА от нормы, которое на момент его обнаружения не вызвало негативных последствий, но в дальнейшем может к ним привести или приведет безусловно. В случае появления замечания проводится анализ, цель которого – определение причины возникновения и влияния на жизнеспособность и функции КА, безопасность экипажа. При необходимости вырабатывают и реализуют рекомендации по его устранению. К классу замечаний относят и обнаруженные тенденции к неблагоприятному изменению контролируемых параметров, при которых их значения хотя и не вышли за пределы нормы, но со временем это может произойти, если не будут приняты необходимые меры. О наличии тенденции может свидетельствовать непредусмотренное монотонное изменение параметра в одну сторону или повторение замечания.

***Возможные причины и последствия НС и замечаний.*** В основе возникновения НС и замечаний могут лежать следующие причины (аномалии), коренящиеся в состоянии КА, его взаимодействии с внешней средой, работе системы управления его полетом и т. п.:

- неисправность объекта управления, т. е. бортовых систем, механизмов, агрегатов или элементов конструкции;
- нарушение целостности электрических цепей или появление непредусмотренных связей между ними;
- механические повреждения элементов конструкции;
- вредные воздействия факторов внешней среды на КА (например, пробой микрометеоритом оболочки герметичного отсека, повышенный уровень радиации);
- заболевание или травма членов экипажа;

- ошибка в управлении полетом или нарушение правил эксплуатации КА со стороны наземного персонала управления, экипажа или БКАУ (например, в результате сбоев или отказов в работе);

- нарушение информационных связей или неисправность технических средств АСУ КП.

Последствия, вызываемые НС при отсутствии или неэффективности ее парирования, могут носить следующий характер:

- полная или частичная утрата работоспособности КА;
- утрата каких-либо функций КА;
- невозможность проведения запланированных полетных операций;

- срыв выполняемой операции;
- невозможность следования КА по требуемой орбите;
- нарушение условий, необходимых для нормальной работы бортовых систем, влекущее новые НС, связанные с отказами бортовых систем, например: недопустимое повышение или понижение температуры или давления в отсеках с приборами, падение напряжения в электросети и т. п.;

- снижение эксплуатационных характеристик КА;
- перерасход или полная утрата ресурсов КА (топлива ДУ, воды, пищи, средств жизнедеятельности, допустимой длительности работы систем);

- снижение уровня безопасности экипажа пилотируемого КА, угроза его здоровью, в том числе нарушение нормальных условий существования экипажа, приводящее к дискомфорту, снижению работоспособности, заболеванию или гибели; к таким нарушениям относят, например, выход за допустимые пределы температуры, давления и параметров атмосферы в обитаемых отсеках, развитие вредной микрофлоры;

- ущерб для здоровья экипажа;
- катастрофа, влекущая за собой гибель экипажа, гибель КА.

**Порядок подготовки к ликвидации возможных НС.** Понятия «ликвидация НС» и «парирование НС» включают мероприятия, имеющие своей целью:

- прекращение дальнейшего развития НС, исключаящее ее переход в критическую фазу;

- определение и устранение причины;
- устранение негативных последствий, вызванных данной НС, и снижение вероятности ее возникновения в дальнейшем.

Критической фазой развития НС называется переход объекта управления (КА) в состояние, безусловно приводящее к негативным последствиям из числа указанных выше (срыв операции, утрата каких-либо функций или возникновение каких-либо других необратимых нарушений нормального состояния КА).

Перечень нештатных ситуаций, которые могут возникнуть в полете, составляют до его начала. При этом проводят анализ влияния каждой из них на ход полета, предусматривают специальные программы действий по их ликвидации или компенсации их последствий.

Основу рассмотренных НС составляют отказы, возможность которых выявляется при анализе работы системы КА до полета, или отказы, возникшие при наземных испытаниях систем, а также ситуации, складывавшиеся в ранее выполненных полетах. В число рассматриваемых включают и ряд ситуаций, конструируемых чисто умозрительно. Такие ситуации, возможно, не имеют прецедента, но если они могут существенно повлиять на ход полета, их дополетное рассмотрение, безусловно, является целесообразным.

Нерассмотренные НС отличаются тем, что при их возникновении нужно оперативно (в реальном времени) проводить анализ ситуации, определять необходимые меры по ликвидации и располагаемое время их реализации, разрабатывать программу действий (ввиду отсутствия разработанных материалов по управлению КА в таких случаях).

## 16.3. РАССМОТРЕННЫЕ НЕШТАТНЫЕ СИТУАЦИИ

На основе результатов анализа НС разрабатывают методики, инструкции и алгоритмы действий по ликвидации, которые используют в качестве необходимых исходных данных при проектировании КА и его бортовых систем для того, чтобы их устройство позволяло быстро и однозначно выявлять неисправности, обеспечивало требуемый уровень надежности и резервирования элементов, их восстановление, в том числе ремонт, производимый космонавтами. Кроме того, эти материалы необходимы для разработки программного обеспечения БКАУ в той его части, которая требуется для обнаружения, определения причины и ликвидации НС. Также они нужны экипажу и наземному персоналу управления полетом для подготовки к действиям при возникновении НС и в качестве руководства при выполнении этих действий во время полета КА.

Указанные методики и инструкции содержат описание рассмотренных НС и общий порядок (алгоритм) действий при их возникновении. Они постоянно уточняются и дополняются по мере разработки и испытаний КА, его систем и программно-математического обеспечения, а для орбитальных станций – и в ходе полета, с периодической доставкой на борт с Земли новых версий этих инструкций и бортового ПО.

Описание каждой конкретной НС содержит следующую информацию:

- форму проявления;
- состав параметров, характеризующих данную НС, и их значения, соответствующие этой НС;
- возможные причины возникновения и методику оперативно-го определения действительной причины; она должна включать описание логики установления причины, а также необходимых тестов, выполняемых на борту КА, и испытаний на наземных аналогах КА и его систем;
- вероятную динамику развития данной НС;
- расчетные значения временных параметров, таких как:
  - минимальная продолжительность достижения критической фазы развития  $\tau_{крmin}$ , отсчитываемая от момента возникновения, либо методика ее расчета по текущим значениям контролируемых параметров состояния КА и характеру их изменения;
  - допустимое (максимальное) время, которое может быть отведено на обнаружение аномалии, ставшей причиной данной НС  $\tau_{обнардоп}$ , т. е. допустимое время от возникновения НС до момента обнаружения соответствующей аномалии; фактическое время обнаружения НС зависит от реальной длительности процедуры обнаружения и задержки поступления информации о возникновении аномалии;
  - гарантированная длительность обнаружения аномалии от начала наблюдения соответствующего параметра до установления факта его выхода за пределы нормы  $\tau_{обнаргар}$ ;
  - гарантированная длительность идентификации НС  $\tau_{идентгар}$ ;
  - гарантированная длительность определения располагаемого времени прекращения развития НС  $\tau_{опр. расп. вргар}$ ;

– гарантированная длительность подготовки и принятия решения о ликвидации НС  $\tau_{\text{реш.гпр}}$ ; в эту операцию включается и подготовка конкретной программы ликвидации;

– гарантированная длительность прекращения развития НС и нормализации ситуации  $\tau_{\text{пртг}}$ ;

– гарантированная длительность операции по спасению экипажа и (или) по переводу КА в режим выживания  $\tau_{\text{сп.гпр}}$ , если ликвидация НС не может быть осуществлена до наступления критической фазы;

- методика оперативного (непосредственно при возникновении НС) определения располагаемого времени на прекращение развития  $\tau_{\text{расп}}$ , т. е. времени от момента завершения идентификации до момента наступления критической фазы;

- программа действий по ликвидации НС;

- программа действий, которые нужно предпринять для обеспечения безопасности экипажа или сохранения жизнеспособности КА в случае, когда ликвидация НС не может быть завершена до наступления ее критической фазы (программа спасательной операции, если она необходима);

- ресурсы, требующиеся для выхода из НС;

- рекомендации по уточнению плана дальнейшего полета (после выполнения программы ликвидации НС) и управлению работой систем, связанных с возникновением данной НС.

На рис. 16.2 и 16.3 показан укрупненный порядок действий системы управления полетом при возникновении НС, сложившийся в практике летных испытаний и эксплуатации современных КА. Указанный порядок не зависит от того, какими управляющими звеньями эти действия выполняются. Однако, если в ликвидации НС участвуют более одного звена, они должны соблюдать определенные правила взаимодействия.

К числу мер, направленных на ликвидацию НС, могут быть отнесены, например, изменение конфигурации бортовых систем\* или режимов их работы, ремонт, изменение метода выполнения текущей

\* Конфигурация системы – конкретный состав приборов, агрегатов и механизмов, участвующих в данный период в работе системы, и схема их взаимодействия.



Рис. 16.2. Алгоритм функционирования АСУ КП при возникновении НС

операции или ее отмена, изменение орбиты, выполнение аварийно-спасательных операций, изменение плана полета и т. д.

Величины  $\tau_{кр\min}$ ,  $\tau_{обнар\text{гар}}$ ,  $\tau_{идент\text{гар}}$ ,  $\tau_{реш\text{гар}}$ ,  $\tau_{опр. расп. вр\text{гар}}$ ,  $\tau_{пр. НС\text{гар}}$ ,  $\tau_{сп\text{гар}}$  должны определяться посредством анализа, расчетов и моделирования соответствующих операций в условиях данной НС в

нескольких вариантах их выполнения: экипажем, бортовой автоматикой и ГОГУ, а также этими тремя управляющими органами в разных сочетаниях.

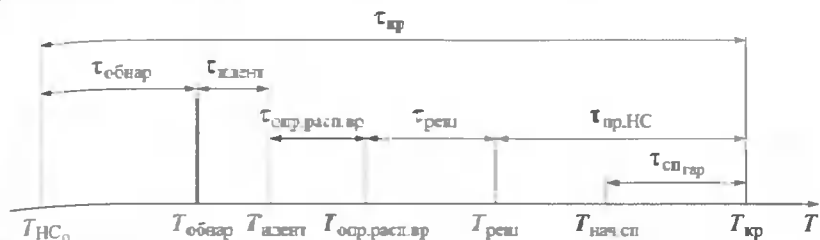


рис. 16.3. Циклограмма функционирования АСУ КП (до  $T_{кр}$ ) при возникновении НС:

$T_{НС0}$  – момент времени появления аномалии (возникновения НС);  $T_{обнар}$  – момент времени обнаружения аномалии;  $T_{идент}$  – момент завершения идентификации НС;  $T_{реш}$  – момент принятия решения и начала действий по прекращению развития НС;  $T_{опр. расп. вр}$  – момент завершения определения располагаемого времени;  $T_{нач. сп}$  – предельно поздний момент начала спасательной операции;  $T_{кр}$  – расчетный или прогнозируемый момент наступления критической фазы НС;  $\tau_{кр}$  – продолжительность достижения критической фазы развития данной НС;  $\tau_{обнар}$  – время, затрачиваемое на обнаружение данной НС;  $\tau_{идент}$  – длительность процедуры идентификации данной НС;  $\tau_{реш}$  – длительность подготовки и принятия решения о ликвидации НС;  $\tau_{опр. расп. вр}$  – длительность определения располагаемого времени на останов НС;  $\tau_{пр. НС}$  – время на останов развития и нормализацию данной НС;

$\tau_{спгар}$  – гарантированная длительность операции по спасению экипажа

Величина  $\tau_{обнар. доп}$  определяется следующим образом (в качестве иллюстрации можно воспользоваться рис. 16.3):

$$\tau_{обнар. доп} = \tau_{кр min} - (\tau_{идент гар} + \tau_{опр. расп. вр гар} + \tau_{реш гар} + \tau_{пр. НС гар}). \quad (16.4)$$

Описание формы проявления НС необходимо для того, чтобы распознать и точно идентифицировать ситуацию, возникшую в полете, т. е. отождествить ее с одной из рассмотренных. Проявление НС обычно описывается языком наблюдаемых параметров состояния объекта (телеметрические параметры, параметры движения, данные, извлекаемые из телевизионной информации) с пояснениями физического смысла происходящих при этом явлений.

Возможные причины возникновения НС перечисляют с указанием особенностей состояния наблюдаемых параметров, по которым во время полета можно установить, какая именно причина ее вызвала, и соответственно принять те или иные меры по ликвидации.

Описание динамики развития НС необходимо для быстрого определения во время полета текущего состояния объекта и распознавания НС, установления ее фазы на данный момент и прогнозирования дальнейшего развития. Такой прогноз необходим при выборе наиболее эффективного порядка действий по ликвидации НС и расчете времени, которым располагает персонал ГОГУ или экипаж пилотируемого КА на выполнение этих действий. Подобное описание содержит ориентировочную циклограмму изменения параметров состояния КА, на которые влияет НС, с указанием возможного разброса длительности каждой стадии развития и последствий, вызываемых данной НС при ее прекращении на разных стадиях.

Программа действий персонала ГОГУ или экипажа КА по ликвидации НС может быть представлена в нескольких вариантах, в зависимости от причины и фактических особенностей (скорости развития, побочных эффектов), стадии ее выявления и момента времени, когда могут быть приняты меры по устранению. Общей для всех вариантов программы обычно является начальная часть, связанная с поиском причины НС и первоначальными действиями, выполняемыми еще до однозначного установления причины. Если предполагается какой-либо отказ в бортовых системах, то в соответствующую программу по ликвидации НС включают действия, определяемые инструкцией по устранению отказов бортовой аппаратуры. Такие инструкции входят в комплект эксплуатационной документации на каждую систему.

Сравнивая необходимые для ликвидации НС затраты ресурсов (электроэнергии, топлива двигательной установки и т. д.), указанные в описании, с располагаемыми (с запасами, имеющимися на борту), персонал ГОГУ или экипаж может сделать вывод о том, реализуема ли задача выхода из НС методами, предлагаемыми в ее описании, или нужно оперативно принимать решение по дальнейшему проведению полета (его прекращению, изменению программы, методов выполнения отдельных операций и т. д.).

Рекомендации по корректировке программы после ликвидации НС, приводимые в ее описании, должны учитывать состояние КА после завершения мероприятий по выходу из этой ситуации, а также этап полета, на котором она сложилась. Эти рекомендации могут быть представлены в нескольких вариантах в зависимости от возможных результатов действий, предпринимаемых для устранения.

Описания рассмотренных НС должны вноситься в инструкции и базу данных, используемые специалистами по управлению полетом и экипажем КА. После возникновения в полете рассмотренной НС, в эту базу данных должна вноситься детальная информация о происшедшем, описание предпринятых действий и их результатов, а также уточненные рекомендации по парированию подобных НС в будущем.

Работа, связанная с подготовкой к ликвидации НС, которые могут возникнуть в полете, делится на четыре стадии.

Первая – конструирование возможных НС на основе:

- перечня и описаний опасностей, способных привести к НС;
- аналогий с уже возникавшими на предшествующих или находящихся в летной эксплуатации КА;
- практики наземных испытаний КА и его систем;
- анализа возможных вариантов утраты различных функций КА;
- анализа последствий, вызываемых разными неисправностями в бортовых системах КА, внешними возмущениями, невыполнением запланированных операций;
- анализа возможных причин и последствий выхода различных параметров состояния КА за пределы нормы;
- анализа вариантов возможных аномалий в поведении бортовых систем или КА в целом;
- возможных особенностей восприятия экипажем текущей полетной обстановки (необычные звуки, вибрации, запахи, наблюдения).

Эта стадия завершается разработкой перечня и предварительных описаний НС, которые могут возникнуть в полете данного КА.

На второй стадии верифицируются разработанные описания НС. Верификация выполняется как путем анализа, проводимого экспертами, так и моделированием этих ситуаций. На этой стадии описания НС окончательно уточняются.

На третьей стадии внедряются подготовленные методы предупреждения, обнаружения и ликвидации НС в программное обеспечение, используемое при управлении полетом, а также в инструкции экипажу и наземному персоналу управления полетом, с последующей верификацией этого ПО и инструкций.

На четвертой стадии проводится подготовка и тренировки экипажа и наземного персонала управления полетом по действиям в возможных НС.

Существующая практика управления полетами показывает, что априорная оценка вероятности возникновения определенной аномальной ситуации не должна быть критерием при решении вопроса, включать или не включать ее в состав НС, рассматриваемых заранее и вносимых в программное обеспечение и инструкции. Это особенно относится к ситуациям, влекущим за собой тяжелые последствия. Опыт эксплуатации орбитальных станций «Салют», «Мир» и МКС, а также кораблей «Союз» и «Прогресс» свидетельствует о том, что достаточно часто возникают НС, вероятность которых была оценена как малая.

Разработка рассмотренных НС, программы действий и рекомендаций по корректировке плана полета представляет собой весьма трудоемкий и ответственный процесс, требующий глубокого анализа устройства, принципов и условий работы бортовых систем, поиска решений часто в сложных и противоречивых обстоятельствах, моделирования исследуемых ситуаций и возможных путей выхода из них с целью проверки эффективности предлагаемых мер.

В число НС, рассматриваемых до полета, в обязательном порядке и в первую очередь включают все возможные ситуации, влияющие на безопасность и выполнение его главных целей. Затем к ним добавляются ситуации в порядке степени их влияния на выполнение всего объема задач полета. В процессе летных испытаний и эксплуатации КА состав рассмотренных НС пополняется на основе накопленного опыта и за счет дальнейшего анализа схемы полета, работы бортовых систем, влияния внешних условий на ход полета.

Серьезной проблемой является организация поиска и представления персоналу ГОГУ имеющихся руководящих материалов по рассмотренным НС, когда во время полета в них возникает необходимость. Чтобы установить соответствие реально сложившейся НС одной из расчетных, нужно сравнить ее признаки, т. е. фор-

му проявления, с признаками ряда рассмотренных. Для удобства и надежности выполнения этой операции расчетные НС должны быть систематизированы по определенному принципу, позволяющему легко осуществлять необходимую выборку, как ручную, так и автоматизированную. Простейшим принципом систематизации расчетных НС является разбивка их на группы по бортовым системам, этапам или операциям полета.

Особые требования предъявляются к редакции и оформлению рабочей документации по НС, которой должны пользоваться специалисты по управлению полетом и экипаж КА. Эта документация должна быть написана четко, лаконично, редакция и оформление текста должны обеспечивать легкость его восприятия и однозначность понимания.

Наиболее быстротечные и опасные НС и программы действий при их возникновении специалисты ЦУП и космонавты должны знать на память, а навыки действий в таких ситуациях должны выработываться и закрепляться в процессе специальных тренировок.

Следует отметить, что многие рассмотренные НС могут распознаваться и устраняться автоматически средствами БКАУ. Это позволяет существенно разгрузить ГОГУ и экипаж КА от решения задач диагностики и управления в целом ряде рассмотренных НС и повысить надежность управления полетом.

**Обнаружение и идентификация НС.** Признаком возникновения НС является выход какого-либо параметра состояния КА за пределы нормы. Конкретное содержание этого признака очерчивает определенный круг рассмотренных НС, которым оно может соответствовать. Чтобы при обнаружении какой-либо аномалии идентифицировать возникшую НС, рассматривается картина состояния КА, включающая фактические значения параметров, описывающих все ситуации указанного выше круга. Совпадение описания какой-либо НС, входящей в этот круг ( $НС_i$ ), со складывающейся картиной (или ее частью), установленное при сравнении, позволяет идентифицировать возникшую аномальную ситуацию как  $НС_i$ . Предложенная методика идентификации НС иллюстрируется рис. 16.4, где представлен соответствующий алгоритм, который может быть реализован автоматически в ЦУП или на борту КА. При отсутствии указанного выше совпадения возникшая НС квалифицируется как не рассмотренная заранее.

При совпадении возникшей НС с одной из рассмотренных возможны следующие варианты дальнейших действий АСУ КП.

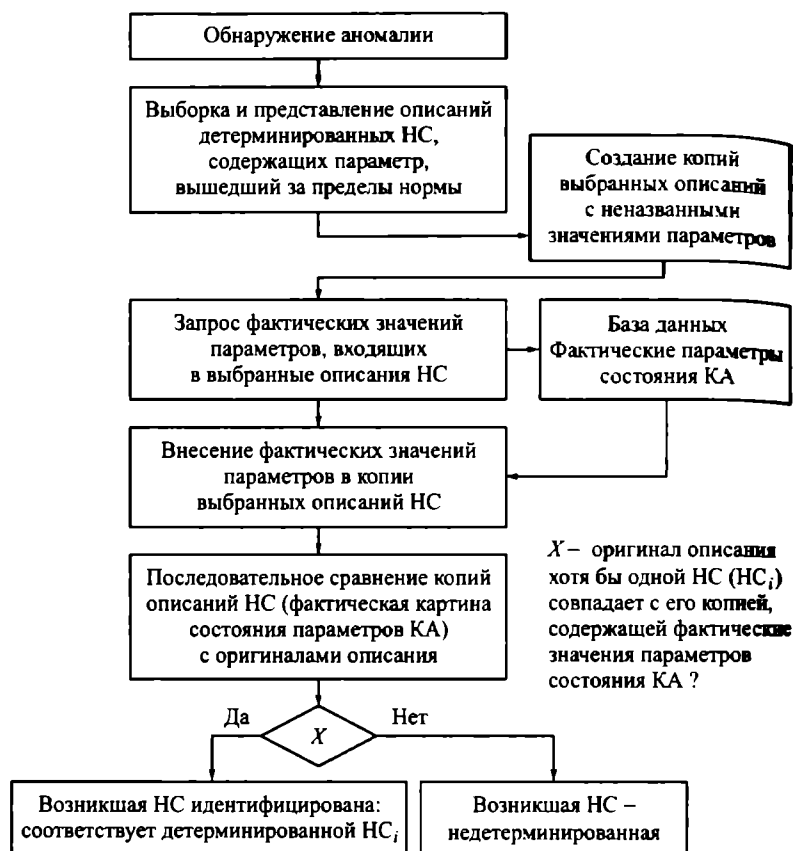


Рис. 16.4. Алгоритм идентификации НС, возникшей в ходе полета

**Вариант 1.** Если возникшая НС, согласно описанию, может быть вызвана только единственной причиной, проводят проверку фактического наличия этой причины, и при ее положительном результате выполняют программу действий, предусмотренную инструкцией, относящейся к данной НС. Отрицательный результат проверки может означать только некорректность имеющегося описания НС (эта НС может быть вызвана более чем одной причиной), и дальнейший поиск действительной причины должен выполняться в соответствии с вариантом 2.

**Вариант 2.** Если в соответствии с описанием данной НС возможны более чем одна причина ее возникновения или действия по варианту 1 дали отрицательный результат, выполняют процедуру

установления действительной причины по методике, содержащейся в описании. Такого рода процедура может представлять собой моделирование ситуации при поочередной имитации возможных причин и сравнение полученных состояний модели ПКА с наблюдаемым. В результате должно быть получено более полное представление о сложившейся НС, необходимое для определения программы действий по ее ликвидации.

С целью своевременного обнаружения НС и ее парирования нужно выполнять с определенной частотой оценку каждого из контролируемых параметров, чтобы как можно раньше выявить отклонение от нормы, а для монотонно изменяющихся параметров – и тенденцию к выходу за ее пределы.

При автоматическом выполнении контроля с использованием вычислительной техники заниматься установлением требуемой периодичности оценки определенного параметра нет необходимости, поскольку он в этом случае может производиться практически непрерывно, на борту КА – в течение всего полета, в ЦУП – в периоды взаимной радиовидимости КА и НКУ. В случае же выполнения этой функции экипажем КА или операторами ГОГУ необходимая частота оценки  $\tau_{\text{период}}$  конкретного параметра должна выбираться исходя из значений характеристик НС, которая может быть следствием выхода этого параметра за пределы нормы. К числу таких характеристик относят  $\tau_{\text{крmin}}$ ,  $\tau_{\text{пр.НС}}$ ,  $\tau_{\text{реш}}$  (состав описания НС см. ранее). В основу методики определения величины  $\tau_{\text{период}}$  для контроля определенного параметра полагается следующее соображение. Если аномалия в состоянии КА, характеризуемая этим параметром, возникнет сразу после очередного акта контроля, то необходимо, чтобы времени от момента следующего его наблюдения до момента наступления критической фазы было достаточно для прекращения дальнейшего развития наиболее быстрой НС, которая может быть вызвана данной аномалией. Согласно этому требованию,  $\tau_{\text{период}}$  для данного параметра может быть определено следующим образом:

$$\tau_{\text{период}} \leq \tau_{\text{крmin}} - (\tau_{\text{обнаргар}} + \tau_{\text{идентгар}} + \tau_{\text{опр. расп. вгар}} + \tau_{\text{решгар}} + \tau_{\text{пр. НСгар}}). \quad (16.5)$$

Значения всех величин в правой части приведенного выражения должны быть взяты из описания указанной НС (наиболее быстротечной из тех, которые могут быть вызваны данной аномалией).

Для иллюстрации сказанного можно воспользоваться рис. 16.3, учитывая, что показанная на нем величина  $\tau_{\text{обнар}}$  представляет собой сумму величин  $\tau_{\text{период}}$  и  $\tau_{\text{обнаргар}}$ .

На орбитальных кораблях типа «Союз», где не обеспечивается непрерывная работа бортовой вычислительной системы, полный контроль всех параметров в режиме реального времени может осуществляться только ГОГУ в периоды сеансов радиосвязи с КА. При этом параметры, связанные с быстротечными критическими и катастрофическими НС, тем не менее контролируются непрерывно автоматикой, встроенной в бортовые системы с возможностью выдачи аварийно-предупредительных сигналов экипажу. На КА с постоянно работающей бортовой вычислительной системой контроль всех параметров проводится непрерывно. При этом экипаж орбитальных КА вследствие занятости служебными и целевыми операциями обычно контролирует только ограниченное число наиболее существенных параметров с приемлемой периодичностью.

**Технология и регламент ликвидации НС.** Ликвидация НС осуществляется поэтапно, последовательность их выполнения приводится ниже. Порядок действий при возникновении НС показан на рис. 16.2 и 16.3.

1. Обнаружение аномалии в процессе оценки контролируемых параметров и установление времени ее возникновения ( $T_{\text{НС0}}$  на рис. 16.3).

2. Идентификация возникшей НС в соответствии с обнаруженной аномалией. Одновременно с выполнением этой процедуры должна определяться причина, вызвавшая эту НС. Установление причины НС и действия, направленные на ее ликвидацию, могут по-разному сочетаться по времени их выполнения. В некоторых случаях остановить развитие НС не удастся до выявления и устранения ее причины.

В других случаях, когда есть возможность ликвидировать НС без установления конкретной причины, эту возможность, безусловно, нужно использовать. Например, при разгерметизации какого-либо отсека КА сразу же принимают меры по его изоляции от

других, выключению работающих в нем систем с последующим выяснением конкретной причины, вызвавшей негерметичность.

3. Определение момента наступления критической фазы НС  $T_{кр}$  и располагаемого времени  $\tau_{расп}$  на ликвидацию НС, отсчитываемого от момента завершения идентификации НС до момента  $T_{кр}$ . Одновременно с началом этой операции могут выполнять первичные действия по ликвидации НС.

В течение располагаемого времени система управления полетом должна успеть выполнить необходимые мероприятия по прекращению развития НС и в ряде случаев ликвидировать последствия, уже вызванные ею. Поэтому располагаемое время  $\tau_{расп}$  должно быть установлено как можно быстрее после обнаружения НС, и выполнение всех дальнейших действий по ее парированию должно планироваться в его пределах.

Величина  $\tau_{расп}$  может определяться двумя возможными способами. Если характеристика  $\tau_{кр}$  данной НС является фиксированной величиной, указываемой в описании, т. е. не зависит от условий возникновения, и установлено время возникновения  $T_{НС0}$ , то

$$\tau_{расп} = \tau_{кр} - (T_{идент} - T_{НС0}), \quad (16.6)$$

где  $T_{идент}$  — фактический момент завершения идентификации НС.

Если  $\tau_{кр}$  данной НС зависит от условий возникновения, то величина  $\tau_{расп}$  определяется оперативно (после идентификации НС) расчетным путем, приведенным в описании.

Следует заметить, что когда парирование выполняется НКУ, располагаемое время может определяться не только темпом развития НС, но и возможностями обмена НКУ с КА телеметрической и голосовой информацией и УВ. Например, располагаемое время в некоторых случаях будет равно времени, оставшемуся до конца зоны радиовидимости КА и НКУ, за пределами которой НКУ уже не может воздействовать на КА. Кроме того, при управлении межпланетными полетами должна учитываться и длительность прохождения радиосигнала между КА и НКУ.

4. Подготовка и принятие решения о выполнении программы прекращения развития и дальнейшей ликвидации НС. Этим решением определяются содержание и план действий по ликвидации НС, который должен быть завершен до наступления критической фазы, т. е. уложиться в располагаемое время. Данное решение

опирается на рекомендации, содержащиеся в описании НС, с учетом деталей реальной обстановки.

Разработанный план ликвидации НС, насколько позволяет располагаемое время, проверяется на реализуемость и эффективность с использованием модели КА – математической, физического аналога КА или комплексного моделирующего стенда, сочетающего в себе физические элементы КА и математические модели отдельных элементов и процессов. Перед началом проверки модель приводится в исходное состояние, соответствующее прогнозируемому состоянию КА на момент начала реализации плана. Затем на нее в соответствии с разработанным планом выдаются УВ, проводятся намеченные работы по ликвидации НС и полученный результат оценивается с точки зрения нормализации ситуации. При положительной оценке данный план ликвидации принимается к исполнению.

5. Выполнение до наступления критической фазы НС в соответствии с разработанным планом действий, направленных на прекращение дальнейшего развития НС и нормализацию ситуации, т. е. приведение КА в состояние, обеспечивающее безопасность экипажа и жизнеспособность КА до окончательного устранения ее последствий.

При возникновении НС, нарушающей ход выполнения КА очередной полетной операции, необходимо как можно раньше провести следующие действия в зависимости от конкретных обстоятельств:

- переход с элемента, отказавшего в работе, на резервный и продолжение выполнения операции; это возможно только в случае, когда неисправность, вызвавшая НС, устанавливается в ходе операции достаточно быстро;

- прерывание операции, если при возникновении НС нет возможности быстро установить и устранить вызвавшую ее неисправность, а операцию можно повторить в дальнейшем в резервное время либо исключить из плана полета;

- при возникновении НС в ходе жизненно важной операции, которую нельзя повторить позже и нет возможности быстро установить причину возникновения, переходят на резервный режим или метод выполнения; примером такого выхода из НС может служить спуск транспортного корабля «Союз» с орбиты, когда при отказе автоматического управления спуском срочно переходят на ручной или на так называемый баллистический режим;

– выключение или изоляция технических элементов, неисправность которых может служить источником НС; например, в случае пожара наряду с гашением пламени – выключение приборов, потенциальных источников пожара, или же всей аппаратуры, кроме жизненно важной; в случае разгерметизации какого-либо отсека – его изоляция от остальных, наддув объемов, оставшихся герметичными, из резервных баллонов с воздухом; в случае выброса токсичных веществ в обитаемые отсеки – включение средств очистки атмосферы и изоляция источника выброса.

6. Устранение причины возникновения НС и ликвидация ее негативных последствий посредством выполнения следующих действий:

- замены неисправных элементов (приборов, частей) бортовых систем, агрегатов или конструкции на исправные;
- ремонта неисправных элементов;
- корректировки программного обеспечения БКАУ, компенсирующей ущербность КА, вызванную неустранимой неисправностью в какой-либо системе;
- повторения операции, не выполненной из-за возникновения НС, в резервное время после определения вызвавших ее причин и проведения мероприятий по устранению;
- восстановления нормальных значений параметров состояния КА с использованием исправных или отремонтированных приборов и агрегатов;
- использования в дальнейшем полете резервных режимов и методов выполнения операций, если возникшая неисправность исключает возможность применения основного режима или метода и является неустранимой.

Как было указано выше, установление причины возникновения НС может быть выполнено как до принятия решения о мерах по ее ликвидации, так и позже, в зависимости от того, какова его длительность, насколько его результат влияет на решение и какова необходимая срочность реагирования на НС.

7. Выполнение профилактических мероприятий для снижения вероятности повторного возникновения НС в ходе дальнейшего полета.

После того как завершена ликвидация НС, проводится ее углубленный анализ, уточняется вызвавшая ее причина и вырабатываются рекомендации по дальнейшей эксплуатации бортовой системы, в которой локализована причина НС. В некоторых случаях

эти рекомендации могут распространяться и на другие системы КА, если причиной НС является не учтенное ранее влияние внешних условий полета, уточняются правила эксплуатации бортовых систем, на которые они влияют, или изменены методы выполнения соответствующих полетных операций. Если НС вызвана ошибками экипажа или наземного персонала в управлении полетом или эксплуатации систем КА, выявляются и устраняются причины их появления. Профилактическими мерами в таких случаях могут быть, например, дополнительная подготовка и тренировки экипажа и наземного персонала непосредственно в ходе управления полетом, корректировка используемой документации и инструкций, совершенствование информационной поддержки их деятельности.

При подготовке решения по выходу из НС и разработке соответствующего плана действий необходимо всесторонне учитывать возможности его выполнения в пределах располагаемого времени, такие, например, как время выполнения предлагаемых действий экипажем, наличие необходимых технических средств, возможности выдачи УВ от НКУ.

Если при разработке плана выхода из НС или в процессе его выполнения выяснится, что мероприятия, направленные на прекращение дальнейшего развития, не могут быть реализованы в течение располагаемого времени, т. е. до наступления критической фазы, то не позднее чем за время  $\tau_{\text{сп.гар}}$  (длительность выполнения спасательных операций – см. рис. 16.3) необходимо начать выполнение действий по обеспечению безопасности или спасению экипажа, а также по сохранению жизнеспособности КА. Примером такой ситуации может служить потеря герметичности одним из отсеков орбитальной станции с темпом падения давления, при котором экипаж не успевает вовремя (до снижения давления в общем объеме ниже допустимого) изолировать этот отсек от остального объема. В этом случае экипаж должен срочно перейти в транспортный корабль и покинуть станцию.

В результате парирования НС состояние КА может быть приведено к нормальному полностью либо частично, с потерей резервирования или утратой некоторых функций или элементов бортовых систем. После парирования НС полет может продолжаться по прежнему плану либо план изменяется с учетом последствий, вызванных НС, либо, в трудных случаях, изменяется цель полета и схема его дальнейшего выполнения.

## 16.4. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕРАССМОТРЕННЫХ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ

При возникновении нерассмотренной НС во время полета (после того как установлено, что она является нерассмотренной) специалисты по управлению полетом, работающие в ЦУП, обычно выполняют определенный алгоритм действий, выработанный практикой многих космических полетов. В сжатом виде этот алгоритм выглядит следующим образом.

По имеющейся информации оперативно оценивается влияние сложившейся ситуации на безопасность экипажа, работоспособность систем КА и его способность к выполнению задач полета. Затем проводится приближенная оценка располагаемого времени на выработку и принятие мер по устранению опасности. Дальнейшие действия в этом случае должны быть строго регламентированы по времени, чтобы не превысить отведенное суммарное располагаемое время. При отсутствии опасности располагаемое время определяется исходя из стремления завершить выход из сложившейся ситуации с достаточной надежностью, но без существенного времени операций, запланированных на ближайший период полета.

Если на работы, связанные с ликвидацией НС, накладываются ограничения, вызванные дефицитом времени, дальнейшие действия выполняют в порядке, описанном ниже.

Уточняют проявления ситуации, т. е. проводят дополнительный оперативный анализ телеметрии, чтобы наиболее полно представить картину воздействия возникшей ситуации на состояние КА.

Выдвигают гипотезы о причинах, вызвавших НС. Затем эти гипотезы проверяют, начиная с наиболее реальной. Проверка осуществляется как посредством анализа логики работы бортовых систем и физики происходящих в них процессов, так и с помощью моделирования этих гипотез на специальных стендах или натуральных образцах систем и их отдельных блоков. Суть проверки состоит в том, чтобы определить, как должны выглядеть параметры состояния КА, если данная гипотеза верна, и сравнить полученные значения параметров с их реальными значениями во время пребывания КА в анализируемой НС. Если в процессе сравнения устанавливается взаимное соответствие значений, то данная гипотеза считается истинной, а причина возникновения нештатной ситуации – установленной.

Разрабатывают меры по устранению выявленной причины НС и компенсации нежелательных последствий происшедшего отклонения состояния КА от нормы. Составляют план их выполнения.

Выработанные меры реализуют выдачей УВ на бортовые системы КА.

Если ситуация характеризуется острым дефицитом времени на анализ ситуации, принятие решения по выходу из нее и его реализацию, руководитель полета вынужден действовать по упрощенному алгоритму. Действия по такому алгоритму могут потребоваться и в случае, если близко наступление критической фазы НС или КА выходит из зоны радиовидимости наземных станций слежения, а в следующую зону радиовидимости попадает уже после наступления критической фазы. Для орбитальных КА, которые на некоторых витках проходят через зону радиовидимости только одной станции слежения, располагаемое время на анализ ситуации, принятие решения и реализацию может составлять всего 3–5 мин, иногда меньше.

Упрощенный алгоритм действий в нерассмотренных НС состоит в следующем. По имеющейся информации выдвигается наиболее вероятная гипотеза о причине, вызвавшей НС, и, если позволяет располагаемое время, несколько дополнительных гипотез. Опираясь на основную гипотезу, руководитель полета оперативно, без ее детальной проверки, принимает решение о действиях по выходу из НС. При этом желательно выбирать такую программу действий, которая, удовлетворяя основной гипотезе, не ухудшала бы положения, если окажется справедливой какая-либо из дополнительных. При недостаточности для принятия решения исходной информации в подобных случаях могут приниматься такие радикальные меры, как смена комплектов всех приборов, в которых подозревается наличие отказа, или выключение всех взятых под сомнение приборов и прекращение выполняемой операции.

Правильность принятого решения в таких случаях во многом зависит от знаний, опыта и интуиции руководителя полета и коллектива специалистов по управлению полетом, помогающих ему в анализе ситуации и подготовке решения. После завершения операции по выходу из нерассмотренной НС проводится ее детальный анализ, уточняются причины, отыскивается и проверяется на моделирующих средствах оптимальная программа действий в этой ситуации (она может и отличаться от реализованной), после чего оформляется описание данной ситуации, которая с этого момента попадает в разряд рассмотренных.

Если обнаружение и ликвидация нерассмотренной ситуации выполняются экипажем КА при отсутствии связи с ГОГУ, космонавты действуют по такому же алгоритму, опираясь на возможности, которыми они располагают.

### **16.5. ВИДЫ ОПЕРАТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ ПОЛЕТОМ, ПРИНИМАЕМЫХ В НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ**

В зависимости от содержания НС и причины, ее вызвавшей, решения, формируемые системой управления полетом, могут носить следующий характер:

- повторение ранее выданных команд управления, если они не были исполнены на борту;
- переход на резервный комплект прибора, отказавшего в работе;
- переход на резервный режим бортовой системы, если основной не может выполняться;
- прекращение выполнения текущей операции, если продолжение может привести к необратимым нежелательным последствиям несмотря на принятие упомянутых выше мер (повторение команд, переход на резервные комплекты или режимы);
- перенос запланированной операции (в случае ее самопроизвольного срыва или вынужденного прерывания) на последующий период времени;
- изменение цели полета и кардинальное изменение плана полета при утрате КА возможности достижения поставленной цели.

Практика управления КА показала, что если при возникновении НС есть возможность не спешить с решением, прервать выполняемую полетную операцию и затем за достаточное время выяснить достоверную причину НС, то ею нужно воспользоваться, а решение принимать, опираясь на уже проверенную информацию. В то же время очень важно не ошибиться в определении этой возможности, так как упустив время на принятие решения, можно усугубить НС, сорвать выполнение программы или вовсе потерять КА.

В реальном полете при возникновении опасной нерассмотренной ситуации в условиях острого дефицита времени на реализацию цикла управления руководитель полета может принять приближенное решение, основанное на интуиции и опыте руководителя при неполной информации о возникшей ситуации и ее причинах.



## **Раздел 6**

**КОМАНДНО-ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ  
И МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ БОРТОВОГО  
И НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ  
ПРИ ОПЕРАТИВНОМ ПЛАНИРОВАНИИ,  
СИНТЕЗЕ И КОНТРОЛЕ КОМАНДНО-  
ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**



## Глава 17

### КОМАНДНО-ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

#### **17.1. МЕСТО КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ В ОБЩЕЙ СТРУКТУРЕ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И ЕГО ЭВОЛЮЦИЯ**

Как указывалось в гл. 1, выполнение плана полета на борту КА осуществляется за счет работы его бортовых систем в заданных режимах, а также в результате деятельности экипажа (если КА пилотируемый). Управление бортовыми системами проводится путем подачи на них УВ от следующих источников:

- НКУ – в виде команд, поступающих по командной радиолинии (КРЛ) в соответствии с детальным планом полета;
- экипажа (на пилотируемых КА) – в соответствии с планом, бортовой документацией или по указанию с Земли;
- БКАУ – в соответствии с заложенными в него программами управления и заданиями, получаемыми от НКУ или экипажа.

Эти звенья управления на отдельных участках полета КА могут выполнять свою задачу как автономно, так и в тесном взаимодействии. Например, алгоритмы управления бортовыми системами в БКАУ могут быть откорректированы наземным персоналом или экипажем, действия экипажа могут направляться и контролироваться из ЦУП с помощью средств радиотелефонной, телевизионной связи или путем передачи файлов с инструкциями. Формирование в ЦУП и передачу на борт КА команд и программ управления бортовыми системами принято называть *командно-программным управлением* (КПУ). Средства поддержки этого процесса называют *командно-программным обеспечением* (КПО) управления полетом.

Командно-программное управление может осуществляться как непосредственно по командной радиолинии, когда команды вы-

полняются на борту КА в момент их получения, так и в виде команд отложенного времени, когда они запоминаются в БКАУ вместе с временем или условиями их выполнения. Отложенное, или *программно-временное, управление* (ПВУ) обеспечивает выдачу команд в бортовые системы КА вне зон радиовидимости без участия экипажа или НКУ. На ранних этапах развития космической техники (корабли «Восток», «Восход», «Союз», «Прогресс», КА «Зенит», станции «Салют») ПВУ выполнялось с помощью прибора, именуемого бортовым программно-временным устройством, воспроизводившим несколько программ управления бортовой аппаратурой, заложенных в его память либо задаваемых в полете с Земли по командной радиолинии. Бортовое программно-временное устройство позволяло управлять КА в отсутствие радиовидимости между сеансами связи с Землей. На современных КА вместо сложных электронных приборов для этой цели используют специальные программные комплексы бортовых вычислительных машин.

В настоящей главе рассматривается КПУ КА, осуществляемое совместно НКУ и БКАУ и заключающееся в формировании НКУ управляющей информации и передаче ее в бортовые системы КА (напрямую или через БКАУ) для решения основных задач управления. Под управляющей, или, как ее принято называть, *командно-программной, информацией* в данном случае понимают команды прямого управления бортовыми системами и массивы цифровой информации (МЦИ) для БКАУ. В соответствии с заложенным МЦИ БКАУ в определенном порядке и в необходимое время выдает на бортовые системы КА требуемые команды.

*Командами* называют единичные УВ на отдельные системы, группы систем, передаваемые на борт КА по КРЛ. Команды подразделяют на два вида:

- разовые команды (РК), передаваемые по КРЛ через бортовые коммутационные приборы, минуя БЦВК, непосредственно в аппаратуру КА. Разовые команды передают на борт КА из ЦУП на командно-измерительные пункты в кодовой структуре наземной аппаратуры;

- числовые – команды, выдаваемые на бортовые системы через БЦВК и представляющие собой отдельные слова подобных массивов.

Процесс формирования КПИ в значительной мере обусловлен составом и архитектурой БКУ. Эволюция этой архитектуры вызы-

вала соответствующее изменение состава и технологии формирования КПИ. Так, первые советские космические корабли «Восток», не имевшие на борту вычислительной машины, могли принимать с Земли по КРЛ 63 команды прямого управления (так называемые разовые команды). Каждая команда обеспечивала выполнение единичного воздействия на определенную бортовую систему. Пять команд инициировали отработку жестких программ управления бортовой аппаратурой: три были предназначены для автоматического включения и выключения радиоприборов в сеансах связи с Землей, две – для управления системами при спуске корабля с орбиты. Каждая жесткая программа представляла собой серию разовых команд, выдаваемых на системы в определенной (жесткой) временной последовательности. Процесс формирования КПИ заключался в составлении расписания выдачи команд управления с привязкой ко времени исполнения и выборе наземного КИП, с которого КПИ отправлялась на борт корабля. Персонал КИП выдавал команды вручную в соответствии с программой полета или по голосовому указанию с центрального командного пункта. Прямые (разовые) радиокоманды, выдаваемые с Земли на бортовые системы, были тогда единственным видом КПИ.

С созданием первой серии космических кораблей «Союз», также не имевших на борту ЭВМ, и началом их летных испытаний состав КПИ несколько изменился. Появились числовые команды, содержавшие в себе коды так называемых уставок, необходимых для оперативной настройки приборов системы управления перед проведением динамических операций (маневров сближения и стыковки, ориентации корабля, его спуска с орбиты). В числе этих уставок были, например, углы разворотов корабля в осях выбранной системы координат, приращение его скорости при маневре или спуске, коэффициенты программ системы управляемого спуска. Появились также команды отложенного исполнения, предназначенные для запуска жестких программ маневра, ориентации и сближения вне зоны видимости КИП в задаваемое с Земли время. Такое положение с КПУ сохранилось и на орбитальных станциях «Салют», бортовая часть системы управления полетом которых была в основном создана по аналогии с «Союзом».

Существенное изменение КПУ произошло с началом полетов кораблей «Союз Т». В составе системы управления движением (СУД) корабля появился бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) «Аргон-16», для функционирования которого

потребовался ввод цифровой управляющей информации в ОЗУ. Соответственно произошло разделение КПИ на разовые команды и МЦИ. Бортовой цифровой вычислительный комплекс дал возможность использовать простейшие программы управления бортовыми системами (на кораблях «Союз Т» и его дальнейших модификациях такой системой была только СУД). На первом этапе бортовые программы до запуска корабля записывались в постоянную память БЦВК, а во время полета в ЦУП формировались МЦИ, содержащие исходные данные для них, в частности уставочные данные для выполнения запланированных операций и признаки (условия) выполнения отдельных ветвей алгоритмов управления СУД. В дальнейшем во время полета при необходимости использовалась корректировка бортовых программ с помощью так называемых программных вставок. Относительно небольшой объем КПИ кораблей «Союз Т», состоявшей из последовательности разовых команд и отдельных МЦИ с уставками на режим, позволял по-прежнему осуществлять ее формирование вручную.

Полеты современных пилотируемых орбитальных станций (ОС) характеризуются большой продолжительностью, наличием многочисленной и разнотипной научной и служебной аппаратуры, требующей гибкого программного управления. Выполнение указанного условия и необходимость разгрузки экипажа от выполнения рутинных операций по управлению потребовали введения в состав станции БЦВМ, осуществляющих выдачу УВ не только в СУД, но и в другие системы, а также в научную аппаратуру в соответствии с планом полета, поступающим с Земли в виде МЦИ.

Это требование, было реализовано на ОС «Мир», что расширило возможности по управлению бортовыми системами, но существенно усложнило процесс разработки управляющей информации по сравнению с ОС первого и второго поколения. Сложность связана как с ростом объема МЦИ, так и с необходимостью ввода в БЦВК сложных программ полета, предназначенных для выдачи УВ в соответствии с временными и логическими условиями. Например, для проведения коррекции орбиты ОС «Салют-6» требовалось ввести в БЦВК СУД до 100 слов уставочной информации, определяющей параметры маневра: ориентации станции, времени включения ДУ, приращение скорости и т. п. Логика режимов работы ОС (маневров, ориентации) была жестко задана бортовой автоматикой, но могла, как и на кораблях «Союз» и «Союз Т», несколько корректироваться с помощью признаков

(условий), вводимых разовыми командами в релейные логические схемы. В связи с этим наземный персонал управления полетом имел ограниченные возможности по изменению логической последовательности операции. Применение на станции «Мир» БЦВК в составе БКУ полетом позволило использовать сложные так называемые суточные программы (обычно программа управления рассчитана на срок в одни сутки) работы различных бортовых систем. В них содержалась не только уставочная информация, но и логические и временные условия выполнения тех или иных команд, включенных в программу. Суточные программы содержали от одной до 30 независимо исполняющихся циклограмм – последовательностей команд, реализуемых БЦВК с помощью специального ПО (бортового интерпретатора) программно-временного управления (ПВУ).

В структуру бортовой части системы управления (СУ) полетом ОС «Мир» входили несколько автономных БЦВМ, предназначенных для решения различных задач. Для каждой из них было необходимо формировать и передавать на борт свои МЦИ.

Иначе дело обстоит на российском сегменте МКС, практически все вычислительные средства которого включены в единую бортовую вычислительную систему с общим интерфейсом, с определенным межмашинным обменом информацией. Для этой системы разрабатывается единая КПИ, обеспечивающая решение вычислительной системой российского сегмента (РС) МКС не только круга задач всех БЦВК ОС «Мир», но и ряда других функций, в частности выполнение полного цикла управления бортовыми системами.

Принципы построения систем КПУ станциями «Мир» и МКС демонстрируют два подхода к организации процесса. Для «Мира» было характерно управление в первую очередь отдельными (разовыми) командами, выдаваемыми в заданное время. Только часть систем этой станции управлялась бортовыми вычислительными комплексами по алгоритмам, заложенным в них на Земле и иницируемым в полете командами от НКУ. На РС МКС все системы управляются бортовой вычислительной системой по соответствующим алгоритмам или УВ, транслируемым через нее, а разовые команды используют крайне ограниченно, в основном в НС. Второе существенное отличие КПУ РС МКС от КПУ «Мира» заключается в том, что обмен КПИ между ЦУП и РС МКС происходит в реальном масштабе времени. Это означает, что вся КПИ выдается на РС МКС непосредственно из ЦУП в БКАУ станции через КИП

без задержки, тогда как при управлении полетом станции «Мир» КПИ записывалась в память КИП заранее и выдавалась на борт станции в ходе сеанса. Недостаток системы КПУ станции «Мир» заключался в том, что выдача команд из ЦУП на борт в реальном времени требовала перехода в ручной режим передачи с КИП по голосовому указанию из ЦУП. Для РС МКС такой трудности не существует, так как обеспечена возможность включения любой команды в необходимый момент времени в единый цифровой поток информации, передаваемой на борт. К недостаткам КПУ РС следует отнести то, что при отказе бортовых вычислительных средств (БВС) станции до его устранения управление бортовыми системами сильно ограничено ввиду малого числа разовых команд, предусмотренных для выдачи на системы в обход БКАУ.

При управлении полетом современных российских кораблей «Союз ТМА» и «Прогресс М» применяется метод, аналогичный КПУ станции «Мир», т. е. в настоящее время применяют оба указанных метода КПУ.

В связи с этим в настоящей главе мы знакомим читателя с КПУ как ОС «Мир», так и РС МКС.

## 17.2. КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ БОРТОВОЙ ЧАСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ СТАНЦИИ «МИР»

Бортовую часть системы управления полетом ОС «Мир» можно упрощенно представить состоящей из следующих основных компонентов:

- системы управления бортовым комплексом (СУБК) – аналога релейных коммутационных приборов (РКП), показанных на рис. 1.5;

- управляющих и информационных вычислительных средств, в совокупности выполняющих роль БКАУ:

- управляющего информационно-вычислительного комплекса (УИВК),

- бортового цифрового вычислительного комплекса СУД,

- бортовой информационной системы (БИС) «Стрела»,

- вычислительных комплексов научной аппаратуры;

- радиосистемы управления и связи (РСУС), используемой для обмена информацией между НКУ и компонентами БКАУ; кроме

того, РСУС могла быть использована для передачи на Землю телевизионной и телеметрической информации, а также проведения радионизмерений параметров движения центра масс ОС по околоземной орбите.

Система управления бортовым комплексом служила для приема команд управления от НКУ, экипажа и УИВК с передачей их в бортовые системы. Система управления бортовым комплексом содержала восемь релейных матриц размерами  $16 \times 16$ , каждая из которых позволяла сформировать по 256 команд. Таким образом, СУБК станции «Мир» давала возможность выдать в бортовые системы до 2048 команд. Часть матриц СУБК была использована для передачи команд через стыковочные узлы базового блока станции в СУБК четырех целевых модулей, состыкованных с базовым блоком.

Управляющий информационно-вычислительный комплекс ОС «Мир» был предназначен для решения следующих задач:

- координированного управления аппаратурой бортовых систем и целевых модулей посредством программно-временного или прямого методов;
- приема МЦИ, предназначенных для УИВК от аппаратуры РСУС;
- анализа принятых от аппаратуры РСУС МЦИ УИВК на достоверность и выдачи их цифровому абоненту;
- счета бортового времени;
- коррекции значения бортового счетчика времени (БСВ) по результатам сверки с наземным декретным московским временем;
- периодической выдачи значения бортового времени в системы ОС;
- выдачи в системы высокостабильных периодических меток времени (1 такт – 0,125 с);
- обеспечения диалогового обмена информацией между экипажем и БЦВК УИВК;
- предоставления экипажу информации о запланированных командах.

Программно-временное управление в УИВК реализовано в двух вариантах. В первом случае разработчики ПМО УИВК создавали алгоритмы (циклограммы) управления системами на основании исходных данных, получаемых от разработчиков систем и научной аппаратуры, а также специалистов ГОГУ. Алгоритмы содержали команды управления и условия их исполнения. Условия исполнения

команд могли быть временными (заданное время исполнения команды) и логическими. Алгоритмы оформлялись в виде МЦИ и передавались в ЦУП. Персонал ГОГУ вводил эти МЦИ в ОЗУ УИВК через командно-программную радиолинию. Для запуска нужного алгоритма на исполнение было необходимо выдать соответствующую прямую команду во время сеанса связи с ОС.

Во втором варианте персонал ГОГУ формировал суточную программу (СП) УИВК, которая представляла собой последовательность пар «временное условие – команда». Буфер СП в оперативном запоминающем устройстве УИВК позволял ввести в него 24 фрагмента, до 10 команд в каждом. Каждый фрагмент являлся отдельной, независимой временной циклограммой выдачи команд в СУБК базового блока. Таким образом, существовала возможность ввода СП, содержащей до 240 команд. Управляющий информационно-вычислительный комплекс обеспечивал последовательную выдачу этих команд в заданные моменты времени. По мере исполнения отдельных фрагментов СП ячейки УИВК, в которые они были записаны, освобождались и ГОГУ могла вводить в буфер новые.

В состав УИВК входили модули обмена цифровых абонентов (МОЦА), которые использовались для управления научной аппаратурой. Передача соответствующей управляющей информации в МОЦА осуществлялась по КРЛ.

На БЦВК, входивший в состав СУД, возлагалась часть функций управления и другими бортовыми системами, в частности:

- ПВУ научной аппаратурой астрофизического модуля «Квант» и модуля дооснащения «Квант-2»;
- ПВУ отдельными служебными системами астрофизического модуля «Квант».

Управление работой бортовых систем станции «Мир» осуществлялось в соответствии с планом полета по признакам, задающим конфигурацию приборов и систем. Ввод программы полета, значений признаков и параметров осуществлялся в виде МЦИ. Массивы, сформированные специалистами ГОГУ или разработчиками программного обеспечения УИВК и БЦВК СУД, передавались в ОЗУ УИВК и БЦВК СУД по КРЛ.

Бортовые цифровые вычислительные комплексы в составе УИВК и СУД ОС «Мир» являлись основными ВК, обеспечивавшими выдачу команд управления в бортовые системы. Дополнительно

использовались и другие управляющие ВК. К их числу относились бортовая информационная система (БИС) «Стрела» и вычислительные комплексы в составе научной аппаратуры. Система «Стрела» была предназначена для предоставления экипажу станции в реальном масштабе времени информации о запланированных операциях, состоянии бортовых систем. Вычислительные комплексы научной аппаратуры управляли ею в соответствии с алгоритмами, заложенными в память. При необходимости с Земли по КРЛ или другим каналам в память БЦВК научной аппаратуры закладывались необходимые уставочные данные и программы работы соответствующих приборов. Однако в общем объеме КПИ, которая передавалась из ЦУП на борт ОС, КПИ для научной аппаратуры и БИС «Стрела» составляла незначительную часть, так как большая часть аппаратуры управлялась командами, выдававшимися от УИВК или от МОЦА целевых модулей станции.

### 17.3. ЭТАПЫ ПРОЦЕССА КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ И СОСТАВ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Командно-программное управление КА как составная часть процесса управления полетом заключается в поэтапном решении следующих основных задач:

- формирование КПИ;
- контроль достоверности сформированной КПИ с использованием моделей НКУ и БКАУ;
- передача КПИ в БКАУ;
- анализ результатов передачи КПИ в БКАУ.

Каждая задача характеризуется присущими ей ограничениями времени выполнения, наборами необходимых исходных данных, степенью формализации технологического процесса реализации, уровнем автоматизации.

Для орбитальных станций, начиная с ОС «Мир», формирование сложных и объемных программ управления бортовыми системами не могло оставаться ручным, так как приводило к большим временным затратам и имело низкую надежность. Последнее выразилось в большом количестве ошибок следующего типа:

- затирание или искажение управляющей информации при записи в ОЗУ БЦВМ новых циклограмм на месте существующих;

- ошибочная запись адреса условного и безусловного переходов внутри циклограммы, в том числе и за ее пределами;
- некорректное формирование команд управления, приводящее к аварийному прекращению исполнения команд циклограммы.

Каждая из подобных ошибок служила причиной срыва операций программы полета ОС, приводила к нештатной работе БЦВК, вплоть до его аварийного отключения с потерей ориентации станции, влекущей за собой нарушение энергобаланса и др.

Рассмотрим подробнее состав КПИ и этапы КПУ на примере ОС «Мир».

Командно-программное управление ОС осуществлялось совместно НКУ и БКАУ.

В состав КПИ, разрабатываемой для управления ОС, входили:

- МЦИ, предназначенные для управления бортовыми системами и научной аппаратурой с использованием БВК;
- разовые (прямые) радиокоманды, применяемые для управления бортовыми системами и научной аппаратурой через директивный контур управления, т. е. напрямую через матрицы СУБК;
- служебная информация, передаваемая только в адрес КИП для управления размещенной на них аппаратурой наземного радиотехнического комплекса (НРТК): длительность кодовой посылки радиокоманды; номер бортового дешифратора команд в составе бортовой РСУС; частотный диапазон НРТК и РСУС.

На основании детального плана полета специалистами ГОГУ разрабатывались программы сеансов связи с ОС через КРЛ. Программа сеанса связи (ПСС) содержит план выдачи разовых команд и МЦИ, а также управляющую информацию для НРТК, с которых планируется передача команд на борт ОС. В результате трансляции ПСС (т. е. синтаксического разбора и кодирования ее элементов в соответствии с установленными алгоритмами) в командном ИВК формируется КПИ, которая содержит закодированные числовые и разовые команды, а также служебную информацию для управления НРТК. Она формируется отдельно для каждого КИП, с которых запланирована выдача команд. Из ЦУП операторы командного ИВК последовательно передают КПИ в ОЗУ НРТК каждого КИП, запланированного для связи с ОС. Для этого используется аппаратура передачи данных на базе персональных компьютеров.

Выдача команд в радиолинию осуществляется техническими средствами НРТК в соответствии с программой сеанса связи данного КИП, записанной в его памяти в виде КПИ. Сеанс связи с ОС начинался, когда она входила в ЗРВ КИП с углом места  $7^\circ$ . Заканчивался сеанс связи КИП и ОС по выходу последней из ЗРВ или при входе в ЗРВ КИП, следующего по трассе полета.

В табл. 17.1 приведены основные этапы технологического процесса КПУ ОС «Мир».

Таблица 17.1

## Основные этапы КПУ

| № п/п | Название и содержание этапа                                             | Место выполнения | Время выполнения*          |
|-------|-------------------------------------------------------------------------|------------------|----------------------------|
| 1     | Разработка МЦИ                                                          | ЦУП              | Сутки $N - 1$              |
| 2     | Отработка МЦИ с использованием моделей БКУ                              | ЦУП              | Сутки $N - 1$              |
| 3     | Формирование ПСС                                                        | ЦУП              | $T_{н.с} - 3 \text{ ч}$    |
| 4     | Формирование массивов КПИ                                               | ЦУП              | $T_{н.с} - 40 \text{ мин}$ |
| 5     | Передача массивов КПИ в ОЗУ КИП                                         | ЦУП, НКУ         | $T_{н.с} - 40 \text{ мин}$ |
| 6     | Передача числовых и разовых команд в СУБК и БЦВК комплекса «Мир» по КРЛ | НКУ              | $T_{н.с} - T_{к.с}$        |
| 7     | Передача квитанций от БКАУ в ЦУП                                        | ЦУП, НКУ         | $T_{н.с} - T_{к.с}$        |

\*  $N$  – номер суток передачи КПИ на борт ОС;  $T_{н.с}$  – время начала сеанса связи, в котором планируется выдача КПИ на борт ОС;  $T_{к.с}$  – время окончания сеанса связи.

## 17.4. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ РАЗРАБОТКИ ЦИФРОВОЙ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ (НА ПРИМЕРЕ СТАНЦИИ «МИР»)

Как отмечалось выше, в процессе управления полетом ОС «Мир» использовалась цифровая управляющая информация для всех перечисленных в § 17.2 бортовых вычислительных средств.

Основным видом управляющей информации для БЦВК СУД служат суточные программы. Они представляют собой программы работы СУД станции, программы работы бортовых систем и научной аппаратуры, управляемых через БЦВК СУД. Суточные программы СУД транслируются в циклограммы ПВУ БЦВК СУД.

Помимо суточных программ для ввода данных в ОЗУ БЦВК используют дополнительные МЦИ. Дополнительные МЦИ представляют собой набор управляющих команд, предназначенных для *прямого управления* бортовыми системами.

При прямом управлении реализация УВ начинается непосредственно после приема МЦИ в ОЗУ БЦВК (или в модель ОЗУ в системе моделирования). При этом не допускается каких-либо пауз (на уровне механизма ПВУ) между УВ.

С помощью дополнительных МЦИ в ОЗУ БЦВК СУД закладываются статические уставочные данные, используемые программным обеспечением БЦВК в процессе выполнения динамических полетных операций (маневров, сближения, ориентации). Примерами могут служить:

- данные для коррекции вектора состояния, формируемого бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС);
- массивы реконфигурации станции: массоинерционные характеристики (тензор инерции, координаты центра масс), конфигурации двигателей ориентации и измерительной аппаратуры;
- расписание проведения сеансов связи через СР;
- массивы коррекции ПО (программные вставки).

При этом уставочные данные становятся доступными для ПО БЦВК сразу после ввода в ОЗУ. Дополнительные МЦИ формируют на основе схем или описаний содержания, МЦИ – в виде текстов на специализированных языках описания исходных данных. Исходные тексты МЦИ транслируются в КРЛ-массивы цифровой информации.

Одним из видов дополнительных МЦИ является база БЦВК СУД: массивы уставочных данных, паспортные данные приборов СУД, программы-вставки, стандартные алгоритмы – циклограммы коррекции базиса ориентации с помощью солнечных и звездных датчиков, магнитометра, циклограммы аварийного останова СУД. База, или базовые МЦИ, необходима для задания начальной конфигурации приборов СУД, бортового ПО после включения питания БЦВК СУД. Она обеспечивает подготовку начального состояния ОЗУ БЦВК.

Суточными называют логико-временные программы функционирования бортовых систем, записываемые в терминах, применяемых в процессе управления полетом. Суточная программа записывается в базу данных командного ИВК в виде исходного текста, подлежащего трансляции, т. е. синтаксическому разбору строк и кодированию команд в соответствии с установленными алгоритмами. В результате трансляции СП формируется МЦИ с циклограммами ПВУ, содержащими команды, задающие состояние систем, данные, необходимые для установления режимов управления бортовыми системами, условия исполнения команд (временные и логические). Для задания режимов систем циклограммы ПВУ содержат так называемые команды ПВУ.

Для формирования СП используют термины детального плана полета, в скобках приведены некоторые их шифры, принятые для ОС «Мир»:

- имена режимов систем;
- имена макрорежимов СУД, соответствующие наименованию полетных операций (МАНЕВР, РАСКРУТКА СГ, СТЫКОВКА);
- имена алгоритмов и типовых режимов УИВК;
- шифры команд КРЛ;
- имена дополнительных МЦИ;
- команды управления (ДУ, ЛУ, КОД, ОП, <время>, БП);
- идентификаторы временной привязки стандартной баллистической информации (ЭКВ, ВХ, ВЫХ, ВЕЧ, УТР).

Дополнительно к терминам детального плана полета (ДПП) при необходимости можно использовать служебные команды, управляющие процессом трансляции исходных текстов МЦИ.

Далее СП по директиве оператора преобразуется к виду, необходимому для передачи на борт, т. е. в МЦИ. При этом учитывается ресурс свободной памяти бортового компьютера, для чего моделируется распределение ресурсов памяти бортового буфера цик-

логграмм ПВУ. Разработчик СП или специального математического обеспечения (СМО) присваивает имя полученной совокупности МЦИ, под которым происходит запись в архив наземного компьютера для дальнейшего использования оператором при формировании ПСС.

Тело СП представляет собой набор записей на языке описания суточных программ, состоящий из следующих элементов:

- условие исполнения;
- имя команды;
- параметры команды;
- комментарий к команде.

*Условие исполнения* команды назначается оператором. Команда будет исполнена на борту ОС только при соблюдении этого условия. Оно задается на языке управления бортовой системы в терминах, принятых для детального плана полета. Все условия делят на две группы: временные и логические.

Временное условие представляет собой время, при наступлении которого команда должна быть выполнена. Оно может быть задано в виде как абсолютного, так и относительного времени, т. е. в виде количества секунд (машинных тактов), которые разделяют две соседние команды.

Логическое условие используется для исполнения команды только при условии наступления некоторого заданного события. Примером логического условия может служить установление заданного значения признака в ОЗУ БЦВК. В специальном математическом обеспечении КПУ ОС «Мир» логические условия использовались только при формировании МЦИ для БЦВК СУД.

*Имя команды* СП представляет собой аббревиатуру, обозначающую режим бортовой системы (целевая директива) или режим работы СМО (служебная директива). Как правило, в качестве имен служебных директив СП используют названия режимов бортовых систем или типовых операций, производимых персоналом управления.

*Параметры команды* СП. Некоторые команды имеют параметры, которые необходимо передать на борт ОС вместе с командой. Примером могут служить параметры ориентации, которые присутствуют в команде задания режима ориентации.

*Комментарии* представляют собой текст, поясняющий назначение команды. Комментарии могут вставляться в текст СП оператором либо программой ее формирования. В последнем случае

текст комментария предопределен на этапе разработки СМО формирования СП. В поле комментария часто указывается абсолютное время исполнения команды. Это время рассчитывается программой формирования СП на этапе ее привязки к стандартной баллистической информации (СБИ) и расчета абсолютных значений временных условий.

## **17.5. ФОРМИРОВАНИЕ МАССИВА ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ «МИР»**

Программа работы БЦВК СУД формируется в виде МЦИ.

Массив цифровой информации для БЦВК СУД представляет собой организованную по определенным правилам совокупность (последовательность) 16-разрядных слов, начинающуюся с управляющего слова записи (УСЗ) и заканчивающуюся контрольной суммой (КС).

Правила организации и объемы МЦИ различны и определяют его назначение и типом. Массив цифровой информации может состоять из нескольких подмассивов, имеющих разное назначение.

В одном сеансе связи с ОС «Мир» в БЦВК передавалась совокупность МЦИ (СМЦИ), являющаяся цифровым выражением ДПП или его части, относящейся к работе определенной системы. При формировании СМЦИ учитывались ограничения ОЗУ НРТК по приему информации из ЦУП:

- длина СМЦИ не может быть больше 970 слов;
- длина одного МЦИ не может быть больше 27 слов (включая КС).

Массив цифровой информации формируется в результате трансляции текста соответствующей СП.

Для формирования МЦИ используют следующие исходные данные (ИД):

- постоянные, хранящиеся в базе данных командного ИВК в виде каталогов элементов СП;
- переменные, хранящиеся в базе данных командного ИВК в виде баллистической информации;
- оперативные, в виде информации, вводимой оператором с экрана дисплея для задания конкретных СП СУД и физических параметров соответствующих режимов систем.

Постоянные и переменные ИД должны быть определены до начала формирования МЦИ.

Процедура создания МЦИ для БЦВК СУД ОС «Мир» выглядела следующим образом.

На основании ДПП оператором подготавливалась СП работы систем, управляемых с помощью СУД, и технологической (дополнительной) информации, обеспечивающей работу. Суточная программа – совокупность УВ (ДУ и имена режимов систем) с соответствующими временными или логическими условиями начала и окончания.

Дополнительная технологическая информация, необходимая для обеспечения навигационных режимов и режимов работы приборов СУД, может задаваться как в составе СП СУД, так и отдельно, в программе формирования дополнительных МЦИ.

Далее СП по директиве оператора преобразуется к виду, в котором возможна его передача на борт КА, – в МЦИ. Во время преобразования (трансляции) учитывается свободной ресурс памяти БЦВК. При этом объем ресурсов свободной памяти на момент ввода МЦИ в ОЗУ БЦВК рассчитывается в результате моделирования распределения ОЗУ в ходе трансляции исходного текста СП. Полученной совокупности МЦИ присваивается имя, под которым происходит запись в базу данных (БД).

Для формирования СП СУД необходимо наличие ИД, хранящихся в архиве в виде каталогов, баллистической информации и т. д. К постоянным исходным данным относят:

- каталог режимов СУД;
- модель свободной памяти ОЗУ;
- каталог номеров СР, используемых для обеспечения связи ЦУП и ОС;
- каталог директив управления БЦВК СУД;
- перечень идентификаторов баллистико-навигационной информации (БНИ).

## **17.6. ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ РАБОТЫ УПРАВЛЯЮЩЕГО ИНФОРМАЦИОННО- ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА СТАНЦИИ «МИР»**

Основным способом управления бортовыми системами (БС) ОС «Мир» служит управление через УИВК. Управляющий информационно-вычислительный комплекс состоит из БЦВМ, которая

управляет бортовыми системами ОС посредством выдачи директив (команд) управления (ДУ), запуска алгоритмов управления (АЛГ), ввода признаков (ПР) работы БС. Все команды для управления БС с помощью УИВК формируются в ЦУП в МЦИ. Массивы информации для УИВК всегда начинают с пароля изделия, пароля абонента, УСЗ и заканчивают контрольной суммой.

Существует несколько правил (внешних форматов ввода) организации МЦИ для УИВК ОС «Мир»:

- формат директив командно-логического управления;
- формат СП;
- формат квитирования зон ОЗУ / ПЗУ;
- формат квитирования списка ячеек ОЗУ / ПЗУ;
- формат числовой и логической информации.

Основным форматом работы является формат СП, которая описывает в терминах ДПП последовательность изменения бортовых режимов систем ОС и выдачи команд управления от УИВК в БС ОС «Мир» через СУБК.

Исходные данные для формирования МЦИ УИВК аналогичны приведенным выше для МЦИ СП СУД.

Процедура формирования МЦИ для УИВК также соответствует процедуре разработки МЦИ для БЦВК СУД.

Операторы (директивы) используемого при этом специализированного языка синтаксически максимально приближены к терминам, используемым специалистами по оперативному планированию операций при разработке детального плана полета. Формирование исходного текста осуществляется с использованием программного обеспечения редактирования текстов со встроенными средствами синтаксического контроля.

При использовании СП в МЦИ учитывается ресурс свободной памяти ОЗУ УИВК.

Все каталоги исходных данных формируются оператором в соответствующих программах только при указании пароля.

К этим постоянным исходным данным относятся:

- каталог режимов систем;
- каталоги алгоритмов систем;
- модель памяти фрагментов ОЗУ для суточных программ;
- каталог блокированных команд;
- каталог матричных команд КРЛ;
- перечень идентификаторов БНИ.

В процессе ввода в командный информационно-вычислительный комплекс (КИВК) суточной программы, ИД и других текстовых документов СМО осуществляет семантический и синтаксический контроль с выводом оператору на экран дисплея диагностических сообщений о неправильном вводе.

## 17.7. ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ СЕАНСОВ СВЯЗИ

*Назначение, состав и технические характеристики программы сеанса связи с ОС «Мир».* Управление по КРЛ было одним из основных способов для ОС «Мир». Управление ее бортовыми системами по КРЛ осуществлялось разовыми (РК), или, как их еще называют, функциональными, командами, передаваемыми на борт ОС в РСУС и СУБК, и МЦИ, вводимыми в БЦВК СУД и УИВК в форме ПСС.

Формирование ПСС заключается в определении состава, последовательности и временной циклограммы выдачи управляющей информации (РК, МЦИ) с Земли в систему управления ОС с целью выполнения программы полета. Одновременно определяют технологические данные для работы средств НКУ, обеспечивающие реализацию данной ПСС в соответствующей зоне радиовидимости ОС средствами НКУ и СР.

В ПСС РК представляются в виде шифров, кодов и наименований. Совокупность РК, в которых первая команда привязана ко времени, а последующие выдаются с определенным интервалом, называется серией.

*Исходные данные для формирования ПСС.* Оператор группы планирования формирует ПСС с использованием постоянных и переменных ИД, хранящихся в БД командного ИВК, а также оперативных ИД в виде информации, вводимой оператором с экрана дисплея.

Постоянные и переменные ИД должны быть созданы до начала формирования ПСС. К постоянным ИД относят:

- таблицу темпа выдачи разовых и числовых команд в зависимости от системы выдачи;
- таблицу модели НКУ (средства КИП, привлекаемых к работе с ОС).

К переменным ИД относят:

- баллистическую информацию;
- план профилактики средств НКУ.

Физические параметры, входящие в состав оперативных ИД, могут вводиться оператором либо при формировании ПСС, либо после того, как она готова и записана в БД командного ИВК.

**Порядок формирования ПСС.** На основании детального плана оператор формирует исходный текст ПСС. Исходный текст ПСС включает перечень режимов систем с привязкой к зонам видимости КИП или без нее.

Подготовка ПСС осуществляется с помощью специального математического обеспечения, инсталлированного в КИВК и предназначенного для автоматизации разработки ПСС. С ее помощью организуется ввод, хранение и доступ к разработанным ПСС и данным, используемым в процессе их создания.

Программа формирования ПСС использует следующие архивы исходных данных:

- МЦИ;
- ПСС;
- каталога матричных команд КРЛ (КМК);
- основной модели УИВК;
- основной модели БРТК;
- СБИ;
- КРС;
- модели НКУ;
- плана профилактики средств НКУ.

В архиве КМК хранятся описания элементарных УВ, используемых при разработке ПСС. Это разовые команды для всех КА, входящих в состав ОС «Мир».

Архив СБИ содержит стандартную баллистическую информацию, используемую при подготовке ПСС для ОС «Мир».

В архиве КРС хранятся шифры включающих и отключающих команд, временные условия выдачи команд.

В архиве ПСС хранятся исходные тексты, как типовые, так и разработанные оперативно.

В архиве МЦИ хранятся сформированные массивы цифровой информации.

В архиве основной модели УИВК хранятся данные о командах и времени их выдачи в СУБК. Одновременная выдача команд в СУБК по КРЛ и от УИВК не допускается.

В архиве основной модели БРТК хранятся данные о командах и времени их выдачи в СУБК от БЦВК СУД. Одновременная выдача команд в СУБК по КРЛ и от БЦВК СУД не допускается.

В процессе формирования исходного текста ПСС СМО осуществляет семантический (в части режимов работы радиотехнической системы управления и связи (РСУС)) и синтаксический контроль с выводом на экран дисплея диагностических сообщений о неправильном вводе элементов ПСС.

*Формирование и передача КПИ.* Формирование КПИ – представление по определенным правилам информации, содержащейся в ПСС, в виде массивов, представляющих собой совокупность разовых команд и МЦИ. Он предназначен для записи в ОЗУ системы передачи данных АПД-Н КИП, используемых в одном СС. Массив КПИ составляется в соответствии со структурой данных, принятой в системе передачи КПИ.

Вся совокупность цифровой информации, входящей в состав массива КПИ, может быть разделена на два вида:

- информация, передаваемая на борт ОС (информационная часть КПИ);
- информация, не передаваемая на борт ОС, а используемая КИП для автоматического выбора нужного режима функционирования КРЛ (технологическая часть КПИ).

Массив КПИ может состоять из нескольких подмассивов. Каждый подмассив содержит КПИ для реализации той части ПСС (основной или резервной), которая запланирована для одного определенного КИП.

Переменными исходными данными для формирования массивов КПИ служат подготовленные для данных суток полета, утвержденные и записанные в БД КИВК программы СС, которые содержат всю необходимую для формирования массивов КПИ информацию.

Выходной информацией формирования массивов КПИ являются МЦИ, представленные в структуре системы передачи КПИ.

Формирование массивов КПИ для отдельных КИП, используемых на определенном витке, проводится после завершения разработки и утверждения всех ПСС этого витка.

Программа сеансов связи, общая для нескольких КА, готовится тогда, когда эти КА находятся в составе комплекса «Мир». При этом информация, передаваемая на отдельные КА по своей командно-программной радиолинии (на своей группе поднесущих кодовых частот), в ПСС имеет признак (литер) этого КА.

Для КА, не входящих в комплекс «Мир», формируют отдельные ПСС на конкретный виток.

Формирование массивов КПИ проводится оператором посредством специального программного обеспечения КИВК ЦУП в два этапа.

На первом этапе из ПСС выделяют информацию, предназначенную для записи на отдельные КИП (формирование ПСС для отдельных пунктов), моделируют распределение ее в ОЗУ системы передачи КПИ всех КИП, используемых в данном СС, документируют результаты моделирования.

Вызов соответствующих программных модулей в КИВК осуществляется оператором с дисплея. После инициации программы оператор по запросу системы вводит оперативные ИД (шифры ПСС), которые определяют адреса записи в БД ПСС. Последовательность шифров определяет порядок частей общего ПСС в ПСС для отдельного КИП. После завершения формирования все ПСС для пунктов документируются на устройствах печати.

На втором этапе ПСС передается из комплекса планирования КИВК в комплекс реализации, где проводится автоматическое пословное кодирование массивов КПИ, расчет их контрольных сумм для каждого КИП и запись в архив.

*Передача массива КПИ в ОЗУ наземных средств системы передачи (СП) КПИ* сводится к последовательной пословной выдаче массива по каналу передачи данных в наземные средства системы передачи с получением квитанции, подтверждающей правильность закладки в ОЗУ СП очередного слова КПИ.

Оперативными ИД задачи служат:

- номер ПСС (номер витка);
- номер КИП,

а переменными ИД – сформированный массив КПИ.

Выходными данными задачи является массив КПИ, переданный на КИП.

Передача КПИ на КИП проводится по наземным и спутниковым каналам связи, а также с помощью следующих технических средств:

- рабочей станции на базе персонального компьютера;
- аппаратуры передачи данных, размещенной в ЦУП (АПД-Ц);
- аппаратуры передачи данных в составе КИП (АПД-Н).

К моменту инициации задачи должен быть установлен канал связи между ПЭВМ – АПД-Ц – АПД-Н. Запуск программы передачи массивов КПИ в ОЗУ КИП производится оператором по директиве, вводимой с дисплея.

После запуска программы с дисплея осуществляется ввод **оперативных ИД**, однозначно определяющих передаваемый массив. В начале обмена автоматически проверяется соответствие номера пункта в ПСС номеру пункта, зашитому в ОЗУ АПД-Н пункта, на который планируется передача КПИ. При несоответствии номеров оператору на экран дисплея выдается соответствующее **диагностическое сообщение**.

Обмен между КИВК ЦУП и КИП проводится пословно. Переданное слово КПИ записывается в ОЗУ КИП, считывается и передается в ЦУП в АПД-Ц и там сравнивается. При несовпадении процесс передачи данного слова повторяется. При совпадении передается следующее слово КПИ.

В конце передачи массива КПИ на средствах ЦУП проводится сравнение контрольной суммы, рассчитанной в ЦУП, с контрольной суммой, принятой с КИП. При совпадении контрольных сумм процесс передачи КПИ на КИП заканчивается. При несовпадении контрольных сумм массив КПИ может быть передан повторно. При необходимости проводится обнуление ОЗУ КИП (по окончании передачи из ЦУП или после выдачи КПИ на борт ОС). Обнуление проводится оператором АПД-Н на КИП или по команде из ЦУП.

В процессе КПУ на СОИ ЦУП выводятся следующие виды информации:

- протокол реализации СС;
- модель ОЗУ прибора АПД-Н КИП (по каждому пункту).

Переменными ИД при формировании протокола реализации служат:

- директивы оператора, управляющего обменом по линии ЦУП – КИП;
- информация, циркулирующая по каналу связи между ЦУП и КИП.

Переменными ИД формирования и отображения модели ОЗУ являются:

- массивы КПИ, передаваемые на КИП;
- массивы КПИ, считанные из ОЗУ КИП.

Выходными данными задачи отображения служат записанные в БД протоколы реализации СС и содержание модели ОЗУ по каждому КИП. Отображение информации КПУ проводится на СОИ ЦУП.

Протокол реализации СС содержит в себе информацию, по которой однозначно можно судить о текущем режиме работы тракта ЦУП – КИП:

- номер КИП, с которым идет работа;
- режим работы тракта ЦУП – КИП;
- информацию, циркулирующую по тракту ЦУП – КИП (адрес, код и др.);
- время прихода маркеров, являющихся автоматическими квитанциями о приеме подмассивов КПИ на борту ОС.

Модель ОЗУ КИП представляет собой копию ОЗУ АПД-Н КИП и содержит:

- номер КИП;
- адреса ОЗУ АПД-Н КИП;
- коды команд и цифровую информацию;
- шифры команд;
- управляющие слова;
- признаки квитирования;
- признаки выдачи разовых команд (РК) и цифровой информации (ЦИ) на борт КА.

Модель ОЗУ КИП формируется автоматически в процессе передачи массива КПИ на КИП. Редактирование модели ОЗУ также проводится автоматически в случае закладки КПИ на КИП по тракту АПД-Ц – АПД-Н (режим «Запись КПИ») как всего массива, так и отдельных ячеек с дисплея оператором АПД-Ц.

Протокол действий оператора и модель ОЗУ отображаются по принципу динамических кадров, т. е. кадр, вызванный для отображения на экране рабочей станции оператора ГОГУ, должен изменять свое состояние по мере поступления информации, на основании которой он был сформирован.

*Обработка информации обратного канала КПИ.* В ходе СС или после него от наземных средств системы передачи КПИ в ЦУП поступает ЦИ, именуемая информацией обратного канала КПИ. Эта информация содержит квитанции (маркеры), поступившие из РСУС в ОЗУ НРТК во время СС. Она применяется в ЦУП для контроля результатов выдачи КПИ на борт ОС. Ее обработка осуществляется на средствах КИВК ЦУП после завершения СС.

Оперативными ИД для обработки информации обратного канала КПИ служат:

- номер КИП;
- диапазон адресов ячеек, содержащих информацию, подлежащую обработке.

Выходной информацией является МЦИ, содержащий обработанные данные обратного канала КПИ, представленные на средствах отображения.

Инициализация программного модуля, выполняющего данную задачу, проводится оператором с ПЭВМ комплекса оперативного управления КИВК ЦУП.

Оперативные ИД вводятся оператором с дисплея и определяют в БД информацию, подлежащую обработке на средствах ЦУП. После ввода оперативных ИД решение задачи продолжается в автоматическом режиме.

### **17.8. ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

Организация КПУ российского сегмента (РС) МКС имеет ряд особенностей, обусловленных следующими факторами:

– использованием единой БВС в качестве БКАУ РС МКС, которая входит в состав общей БВС МКС;

– применением для управления РС МКС КРЛ, состоящей из НРТК «Уран-Ц» в ЦУП, НРТК «Квант-П/СП» на КИП и РСУС «Регул-ОС»; данная КРЛ обеспечивает формирование и передачу КПИ в БКАУ в реальном масштабе времени непосредственно из ЦУП без предварительной записи на КИП. Обмен всеми видами информации (КПИ, ТМИ, ТЛФ, результатами траекторных измерений, целевой информации) между НКУ и РС МКС происходит в цифровой форме в составе единого цифрового потока (ЕЦП).

Перечисленные особенности системы управления полетом МКС потребовали создания новой системы КПУ.

Организация командно-программного обеспечения РС МКС опирается на опыт, полученный в период полета ОК «Мир» (в части решения задач формирования КПИ) и многоразового транспортно-космического корабля «Буран» (в части использования ЕЦП). Однако особенности, присущие РС МКС и МКС в целом, потребовали как решения новых, так и изменения подхода к решению традиционных задач КПУ.

Эти изменения носили не только технический, но и организационный характер. Так, для решения задач КПУ была создана специализированная группа командно-программного управления (ГКПУ) в составе ГОГУ. Она была организована на базе группы автоматизированного планирования (ГАП) ОК «Мир». Важным отличием ГКПУ от ГАП является тот факт, что ГКПУ решает весь объем задач КПУ – от разработки КПИ до выдачи ее в бортовой комплекс управления – во время СС в реальном масштабе времени. Во время полета комплекса «Мир» специалисты ГАП только формировали цифровую управляющую информацию для бортовых вычислительных комплексов. При этом ввод управляющей информации, заранее записанной в память КИП, на борт комплекса проводил персонал КИП НКУ.

В оперативной работе ГКПУ тесно взаимодействует со службой КПО ЦУП, группой детального планирования и реализации (ГДПР), группой реализации, центром математического моделирования (ЦММ) и группами обеспечения функционирования систем (ГОФС), в первую очередь с ГОФ БВС, ГОФ СУД, ГОФ БРТС (бортовых радиотехнических систем), баллистической координационной группой (БКГ). Перечень основных ИД, необходимых для формирования КПИ для РС МКС, приведен в табл. 17.2.

Таблица 17.2

Перечень исходных данных КПИ РС МКС

| Данные                                                                | Источник (группа ГОГУ) |
|-----------------------------------------------------------------------|------------------------|
| Массоинерционные характеристики                                       | ЦММ                    |
| Параметры ориентации                                                  | ЦММ                    |
| Детальные планы полета (ДПП)                                          | ГДПР                   |
| Исходные данные для ввода в БВС баллистического вектора состояния МКС | БКГ                    |
| Исходные данные на проведение коррекции орбиты                        | БКГ                    |
| Рекомендации ГОФС                                                     | ГОФС                   |
| Программа СС                                                          | ГДПР                   |
| Протоколы отработки КПИ ДПП на НКО                                    | ГДПР                   |
| Акты об отработках полетных операций                                  | ГДПР                   |

Решение задач КПУ РС МКС потребовало разработки обширной номенклатуры специального математического обеспечения. В первую очередь это относится к формированию КПИ для БКАУ. При разработке СМО формирования КПИ учитывались состав и технические характеристики БКАУ и РТС управления и связи РС МКС. Бортовой комплекс автоматического управления РС МКС построен на основе единой БВС, имеющей общий интерфейс с НКУ. Управление бортовыми системами осуществляется с помощью цифровых массивов управляющей информации. Массивы могут содержать команды как прямого исполнения, так и отложенного управления. Последние относят к следующим бортовым программным комплексам:

- программно-временное управление (ПВУ);
- суточная программа полета (СПП);
- бортовая программа полета (БПП);
- расписание сеансов связи (РСС);
- расписание блока системной мультимплексной магистрали (БСММ);
- расписание блока сервера полезных нагрузок (БСПН).

Как следует из приведенного списка, управление бортовыми системами требует использования большого числа разнородных бортовых программных комплексов отложенного управления. Широкая номенклатура типов управляющей информации делает проблематичным обеспечение надежности управления полетом без специальных средств обеспечения надежности КПУ. К таким средствам относят специализированные проблемно-ориентированные языки описания КПИ и математическое моделирование работы БКАУ на всех этапах формирования КПИ.

Коротко опишем назначение основных программных комплексов управления РС МКС. Они разделены на следующие три группы.

1. Программные комплексы нижнего уровня, обеспечивающие управление бортовыми системами заданием признаков, физических и логических данных. К нижнему уровню управления относится комплекс ПВУ.

2. Программные комплексы верхнего уровня, выполняющие управление бортовыми системами на уровне режимов и функций систем, а также на уровне режимов станции. К верхнему уровню управления относят программные комплексы СПП, РСС и БПП. Суточная программа полета обеспечивает управление режимами и функциями бортовых систем, РСС – режимами и функциями ра-

диотехнических систем, через которые осуществляется связь между НКУ и БКАУ. Бортовой план полета необходим для управления режимами станции («Сстыковка / Расстыковка», «Коррекция орбиты», «Дозаправка»).

3. Программные комплексы управления полезными нагрузками в составе бортовой информационно-управляющей системы (ИУС). В ИУС входит компьютер, управляющий полезными нагрузками, – блок сервера полезных нагрузок (БСПН).

Применение специализированных проблемно-ориентированных языков описания КПИ с унифицированным набором директив и стандартизированным редактором исходного текста с встроенными средствами синтаксического и семантического контроля значительно повысило надежность формирования оперативных исходных данных КПИ при постоянной нагрузке на персонал управления. Для каждого бортового программного комплекса был создан язык описания исходных данных. Семантика каждого языка разрабатывалась методистами ГКПУ на основе технических описаний бортовых программных комплексов и методик формирования цифровой управляющей информации.

Применение специализированных проблемно-ориентированных языков способствовало стабильной, надежной и безошибочной работе по формированию КПИ в условиях значительного роста ее объема, подготавливаемого дежурной сменой ГОГУ и передаваемого в БКУ.

Еще одним отличием системы КПУ РС МКС от станции «Мир» стало широкое внедрение форматов данных, рекомендованных Международным комитетом по стандартам данных космических систем (Consultative Committee for Space Data Systems – CCSDS). В частности, структура МЦИ соответствует рекомендациям CCSDS по составу и структуре телекоманд (в терминологии CCSDS), передаваемых на борт КА во время сеансов управления. Такие телекоманды называют пакетами CCSDS. Каждый пакет CCSDS содержит МЦИ, стандартный заголовок и контрольную сумму.

В табл. 17.3 приведено число СС по выдаче команд и распределение объема КПИ, выданной в БКУ РС МКС с 12.07.2000 г. до конца 2005 г. При расчете количества слов КПИ считалось, что среднее заполнение каждого пакета CCSDS (длина пакета для РС МКС от 24 до 64 слов) составляло 90 %.

Таблица 17.3

## Распределение объемов КПИ РС МКС по годам

| Данные         | Год     |         |         |         |         |         |
|----------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
|                | 2000    | 2001    | 2002    | 2003    | 2004    | 2005    |
| Пакет CCSDS    | 4 600   | 8 500   | 9 900   | 12 200  | 13 400  | 12 900  |
| Сеанс связи    | 1 120   | 1 600   | 1 400   | 2 200   | 2 200   | 2 200   |
| КПИ (в словах) | 265 000 | 490 000 | 570 200 | 703 700 | 772 000 | 743 000 |

Для сравнения в табл. 17.4 показан объем КПИ, выдававшейся в БКУ комплекса «Мир» с 1989 по 1998 г.

Таблица 17.4

## Распределение объемов КПИ ОС «Мир» по годам

| Год               | 1989   | 1990   | 1991   | 1992   | 1993   | 1994   | 1995   | 1996   | 1997   | 1998   |
|-------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| КПИ<br>(в словах) | 200000 | 240000 | 280000 | 280000 | 280000 | 280000 | 330000 | 430000 | 490000 | 490000 |

Как видно из табл. 17.3 и 17.4, объем КПИ, формируемой и передаваемой из ЦУП в БКАУ РС МКС, вырос почти в два раза по сравнению с орбитальным комплексом «Мир». Такой рост объясняется в первую очередь тем, что на РС МКС все бортовые системы управляются через БВС в отличие от станции «Мир», где цифровой была только СУД, а функционирование остальных систем регулировалось только на уровне дискретных команд от УИВК. При этом номенклатура типов КПИ возросла в три раза. Сравнение общего количества ошибок, совершаемых персоналом ГКПУ, с аналогичным показателем для группы автоматизированного планирования комплекса «Мир» говорит о более высоком уровне надежности формирования КПИ. Так, общее количество ошибок персонала ГКПУ, повлиявших на содержание и приведших к формированию недостоверной КПИ, переданной в БКАУ, составляет 2–4 в год (для комплекса «Мир» было 2–30 в год).

Важнейшим отличием системы реализации ПСС РС МКС от применявшейся при управлении полетом комплекса «Мир» стал обмен КПИ в реальном масштабе времени. Массивы КПИ переда-

ются в память КИП не за 40 мин до начала СС, как это было при управлении полетом ОС «Мир», а непосредственно в БКАУ РС МКС ЦУП во время СС. Создана схема прямого обмена данными между сервером в ЦУП и бортовым компьютером РС МКС.

Передача КПИ из ЦУП в БКАУ происходит по принципу системы массового обслуживания. Один командный сервер, связанный с БКАУ через радиолинию, образованную НРТК «Уран-Ц» (в ЦУП), НРТК «Квант-П» (на КИП), РСУС «Регул-ОС» (на борту РС МКС), работает с несколькими командными процессорами (КП). Каждый КП обеспечивает интерфейс между оператором и командным сервером, представляющим собой рабочую станцию, с помощью которой оператор осуществляет выдачу команд в КРЛ. Командный сервер обслуживают одновременно два КП РС МКС в российском ЦУП-М и один КП в американском ЦУП-Х, обеспечивающий резервное управление американским сегментом (АС) МКС через российские КИП и РС станции. Вместо КП в ЦУП-Х может быть подключен расположенный в помещении американской региональной группы управления АС МКС на территории ЦУП-М.

Выдача команд может производиться как в ручном, так и в автоматическом режиме. Автоматическая выдача команд выполняется в соответствии с ПСС, записанной в буфер КП. Программа сеанса связи содержит циклограмму выдачи команд, условия, указания на изменение состояния НРТК «Уран-Ц» и представляет собой логико-временную циклограмму обмена информацией между КП и БКАУ РС МКС. Новым свойством системы командного управления является возможность выдачи в БКАУ не запланированных заранее команд, т. е. команд реального времени. Причем она происходит одновременно с выполнением ПСС. Выдача команд реального времени используется для срочного парирования НС либо по запросу специалистов аналитиков в области состояния бортовых систем.

Разработанная для управления полетом РС МКС система КПУ в настоящее время полностью обеспечивает выполнение программы полета, что подтверждает правильность решений, заложенных при ее создании.

## Глава 18

### **МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕАКЦИЙ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ НА УПРАВЛЯЮЩИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ СО СТОРОНЫ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА**

---

#### **18.1. РОЛЬ И МЕСТО МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ПРОЦЕССЕ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Перед вводом командно-программной управляющей информации на борт ОС необходимо убедиться в ее корректности, т. е. в том, что она окажет на бортовые системы запланированное воздействие. С этой целью в ЦУП должна выполняться ее проверка на модели бортовых программно-аппаратных средств ОС.

Задачи математического моделирования, возникающие в процессе КПУ, целесообразно разделить на группы в соответствии с этапами технологического процесса управления, на котором они должны решаться.

На рис. 18.1 в качестве примера изображена схема технологического цикла процесса формирования МЦИ для ПВУ ОС «Мир». Из нее следует, что технологический цикл формирования МЦИ целесообразно разделить на два последовательно выполняемых этапа.

На первом осуществляется ввод ИД, синтаксический и семантический контроль их корректности. При необходимости выполняется коррекция и проводится повторный запуск программы формирования МЦИ. На этом этапе проводится моделирование работы алгоритмов ПВУ на борту ОС, отнесенное к первой группе задач.

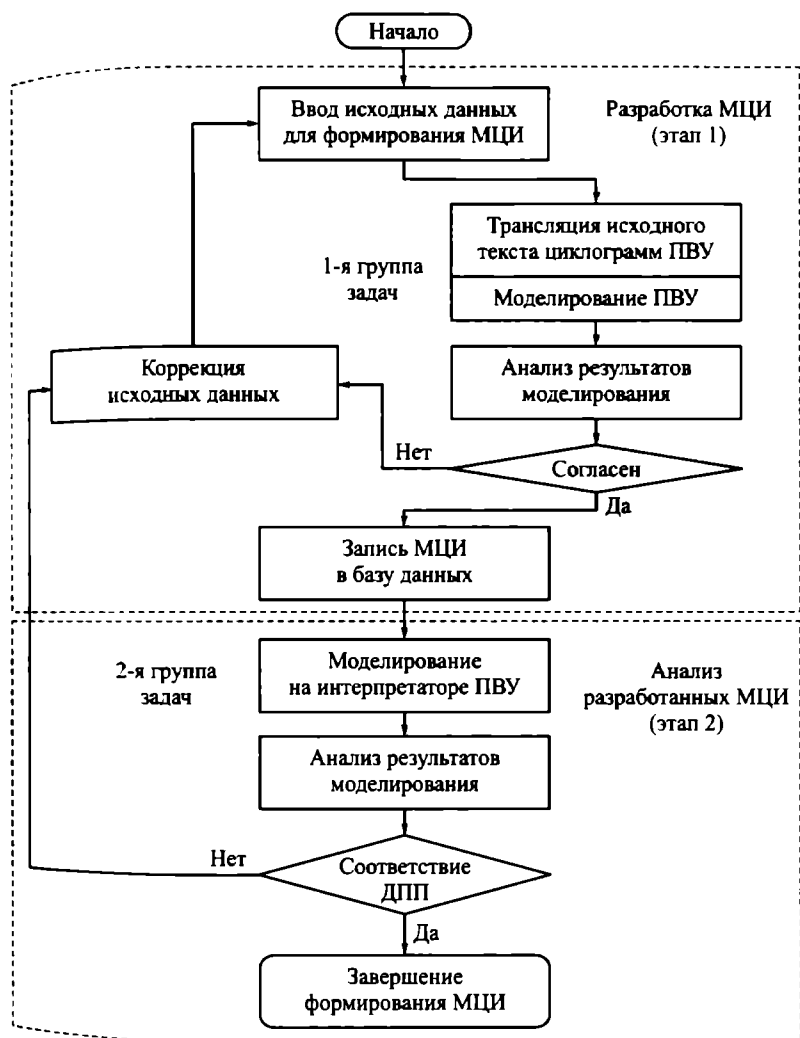


Рис. 18.1. Схема технологического цикла формирования МЦИ для ПБУ СУД станции «Мир»

Результаты моделирования работы ПБУ предоставляются оператору в виде следующих таблиц данных:

- распределения ресурсов бортового буфера хранения массивов описания циклограмм ПБУ;
- распределения списка циклограмм.

Данные таблиц используются для оценки реализуемости разработанных СП и КПИ. Если в процессе моделирования выясняется, что на момент ввода МЦИ, содержащих СП, в памяти БЦВК нет свободных циклограмм или места для ввода самой СП, оператор может изменить время ее передачи на борт или разбить на части, каждая из которых будет вводиться в ОЗУ БЦВК по мере освобождения от циклограмм, исполненных ранее.

В случае нехватки бортовых ресурсов БЦВК (номенклатуры циклограмм, свободной памяти в буфере циклограмм), выявленной при моделировании, проводится повторное формирование МЦИ с изменением ИД.

Решение этой группы задач обеспечивается математической моделью, представляющей собой набор числовых характеристик каталога и буфера циклограмм: число ячеек памяти, отведенных для циклограмм; максимальный объем циклограмм, хранимых на борту; планируемое время завершения работы циклограмм, находящихся в буфере.

На втором этапе проверяются результаты кодирования циклограмм СП на соответствие ДПП. Для решения данной задачи используют СПО, представляющее собой логическую модель бортового комплекса ПВУ – интерпретатор ПВУ. Оператор выполняет моделирование исполнения циклограмм ПВУ в БЦВК с помощью интерпретатора ПВУ перед вводом МЦИ в ОЗУ БЦВК. При этом для имитации работы бортовых систем, не моделируемых интерпретатором, используется редактор модели ОЗУ БЦВК, позволяющий оператору произвольно изменять содержимое ячеек модели. По окончании процесса моделирования оператор сверяет полученный протокол интерпретации с ДПП ОС.

В случае обнаружения расхождений между ДПП и протоколом интерпретации оператор выполняет их анализ и поиск причин возникновения. Эти причины могут быть вызваны некорректным заданием ИД либо некорректно сформированными МЦИ.

После устранения ошибок в МЦИ или ИД проводится контрольное моделирование, при положительных результатах разработка МЦИ завершается и они допускаются к вводу в ОЗУ БЦВК.

К первой группе задач моделирования, решаемых непосредственно на этапе разработки цифровой КПИ, относят:

- автоматическое назначение номеров циклограмм ПВУ;
- оптимизацию использования ресурсов буфера, содержащего циклограммы ПВУ, с целью заполнения всех свободных зон ОЗУ, выделенных для хранения циклограмм;

- автоматический контроль распределения номеров циклограмм из списка, состояния памяти буфера хранения массивов описания циклограмм в ОЗУ БЦВК для исключения возможности записи новых циклограмм поверх старых (неисполненных или хранящихся в буфере продолжительное время для повторного использования). т. е. исключения несанкционированного стирания циклограмм;

- автоматический выбор возможных временных зон для безопасного ввода МЦИ с циклограммами ПВУ в ОЗУ БЦВК, выбор основного и резервных сеансов связи для ввода;

- обеспечение оператору возможности управления хранением циклограмм в буфере (удаление циклограмм с освобождением ресурсов буфера, многократное использование циклограмм, хранящихся в ОЗУ);

- предоставление оператору информации о состоянии буфера циклограмм ПВУ на момент ввода сформированных МЦИ в ОЗУ.

Ко второй группе задач, решаемых по окончании разработки цифровой КПИ, относят:

- обеспечение безопасности ПВУ (проверка корректности формирования управляющей цифровой информации);

- обеспечение выполнения запланированной программы полета (проверка соответствия управляющей цифровой информации запланированной операции или процедуре);

- предоставление оператору информации о времени наступления событий, запланированных в относительном времени или привязанных к логическим условиям.

Задачи, входящие в названные группы, неравнозначны по уровню сложности алгоритмов, используемых для решения, и степени участия человека-оператора в их решении. Задачи, относящиеся к первой группе, решают по относительно несложным алгоритмам с минимальным участием оператора, функции которого сводятся к заданию ИД, простейшему анализу результатов моделирования и принятию решений по дальнейшей работе типа «согласен – не согласен». Когда оператора не удовлетворяют результаты моделирования, проводится повторное решение задачи с измененными ИД. Математические модели, применяемые для решения первой группы задач, относятся к аналитическим.

Задачи, отнесенные ко второй группе, характеризуются более сложными алгоритмами, активным участием оператора в процессе

их решения. Анализ промежуточных и окончательных результатов моделирования заключается в сравнении с теми режимами бортовых систем ОС и выдаваемыми на них командами, которые запланированы в ДПП. Решение задач этой группы обеспечивается применением имитационных и аналитических моделей.

## **18.2. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Успешная реализация плана полета современного пилотируемого КА в значительной степени зависит от надежности процесса КПУ. Процесс управления будем называть надежным, если он обеспечивает гарантированное выполнение плана полета посредством только штатных средств управления.

Надежность КПУ КА складывается из следующих составляющих:

- надежности формирования КПИ;
- надежности обмена КПИ между наземным и бортовым комплексами управления.

Напомним, что все бортовые системы современных ОС функционируют в цифровом контуре управления. Бортовой комплекс автоматического управления обеспечивает автономное управление бортовыми системами в соответствии с заложенными в его память алгоритмами и поступающей КПИ.

Обеспечение формирования достоверной КПИ для управления РС МКС потребовало выполнения организационных и технических мероприятий.

Для корректного выбора критериев надежности КПУ необходимо рассмотреть характеристики процессов формирования и передачи КПИ из НКУ в БКАУ. К ним относят функциональный состав и объем КПИ.

Управление режимами систем и станции в целом требует ввода в память БКАУ большого объема цифровой управляющей информации по КРЛ. Всю КПИ можно разделить на пять видов:

- директивы записи физических и логических уставочных данных, задающие конфигурацию и физические характеристики БС и параметров окружающей среды;

– отдельные УВ, задающие уставочные данные для алгоритмов управления отдельными системами или группой систем, активизирующие программы БКАУ, а также реализующие различные режимы и функции БС;

– команды, выполняющие ввод уставочных данных по режимам верхнего уровня управления РС МКС, команды перевода РС МКС в требуемый режим;

– расписания изменения состояния отдельных систем, групп и РС МКС в целом (циклограммы ПВУ, СПП, расписание СС, бортовая программа полета);

– разовые команды, поступающие на БС, минуя БКАУ, через систему управления бортовым комплексом (СУБК) (РКП – см. рис. 1.5): такие команды принято называть матричными.

Приведенная классификация КПИ представляется наиболее приемлемой для рассмотрения вопросов, связанных с исследованием надежности управления космическим полетом НКУ. Это связано с тем, что в ее основу положено функциональное деление программного обеспечения, применяемого для подготовки КПИ.

Подавляющее большинство команд, формируемых для РС МКС, составляют МЦИ, предназначенные для ввода в БВС. Разовые команды занимают незначительное место в общем потоке КПИ, поэтому в дальнейшем под КПИ будем понимать только МЦИ, которые представляют собой совокупность 16-битовых слов, организованных в пакеты. Состав и структура таких пакетов определены стандартами комитета CCSDS.

Все виды КПИ, приведенные выше, выдаются в БКАУ в виде пакетов CCSDS, включая и матричные команды.

Командно-программная информация считается достоверной, если ввод ее в БКАУ приводит к однозначной реализации операций, запланированных в ДПП.

Процесс формирования КПИ считается надежным, если обеспечивает формирование достоверной КПИ, т. е. не содержащей ошибок и включающей весь запланированный объем команд и данных, предусмотренных планом полета. В процессе формирования управляющей цифровой информации возможно появление следующих двух видов ошибок:

– ошибочное содержание КПИ при корректной логической структуре;

– ошибки логической структуры КПИ.

Ошибки первого вида, как правило, бывают вызваны неправильными действиями персонала управления. Ввод в БКАУ недостоверных массивов КПИ, содержащих ошибки первого вида, приводят к следующим негативным результатам:

- несвоевременной выдаче в БКАУ (или невыдаче) запланированных УВ;
- выдаче в БКАУ незапланированных (а при определенных условиях и недопустимых) УВ;
- вводу некорректных значений физических и логических уставочных данных, приводящему к нештатной работе бортовых систем;
- искажению либо преждевременному удалению (стиранию) управляющей информации, введенной в БКАУ ранее.

Из перечня следует, что КПИ, содержащая ошибки первого вида, может быть причиной полного или частичного нарушения выполнения программы полета.

Ошибки второго вида, как правило, вызваны некорректной работой СМО формирования КПИ. Бортовая вычислительная система обычно защищена от таких ошибок встроенными программами контроля логической структуры пакетов CCSDS. В то же время попытка ввода недостоверной КПИ, содержащей ошибки логической структуры, приводит к срыву выполнения запланированной ПСС. Срыв выполнения ПСС в ряде случаев может привести и к невыполнению плана полета текущих суток, например, в случае неудачной попытки ввода в БКАУ программы полета и невозможности проведения резервного СС.

Надежность формирования КПИ обеспечивается разработкой и внедрением:

- математических моделей БКАУ и моделированием работы БКАУ на всех этапах формирования КПИ;
- проблемно-ориентированных языков описания оперативных ИД для формирования КПИ.

Моделирование процессов управления, реализуемых БКАУ, применяется на всех этапах формирования КПИ. Анализ результатов моделирования позволяет своевременно, еще до ввода управляющей информации на борт, принимать решения на корректировку оперативных ИД. Применяют два типа математических моделей:

– модели наземного комплекса обработки (НКО) программного обеспечения БКАУ;

– упрощенные математические модели программных комплексов, входящих в ПО БКАУ.

Сформированные МЦИ из базы данных командного информационно-вычислительного комплекса (БД КИВК) через интерфейс между КИВК и стендами обработки поступают на НКО. Обработка МЦИ на НКО представляет собой моделирование работы БКАУ с последующим анализом его результатов. В состав стенда НКО входит полетный эквивалент БЦВК, штатные средства ввода и отображения информации, а также вычислительный комплекс, моделирующий внешние условия окружающей среды, поведение объекта управления, КРЛ, бортовые системы. Стенд НКО СУД орбитальной станции «Мир», например, состоял из следующих компонентов:

– физического полетного эквивалента БЦВК;

– полетного программно-математического обеспечения (ПМО) БЦВК в версии, соответствующей используемой на борту;

– штатных средств ввода-вывода и отображения информации – бортового дисплея с клавиатурой;

– управляющего вычислительного комплекса (УВК) с программным обеспечением моделей бортовых систем, приборов СУД, включая модель КРЛ. Модель КРЛ используется для ввода МЦИ в ОЗУ БЦВК;

– средств сопряжения аппаратуры БЦВК и УВК;

– персонального компьютера, с помощью которого осуществляется интерфейс между УВК НКО и командным ИВК в ЦУП;

– контрольно-проверочной аппаратуры стенда.

Обработка МЦИ на НКО представляет собой моделирование работы бортовых систем с использованием реальной аппаратуры, аналогичной входящей в состав ОС.

Информация о ходе обработки поступает от НКО в группу управления в виде потока моделируемых телеметрических параметров, отображающих текущее состояние КА. Эта информация предоставляется в реальном масштабе времени специалистам ГОГУ. По окончании обработки формируется отчет. Кроме того, записанная ТМИ, поступившая со стенда НКО в ЦУП, может быть дополнительно обработана для детального анализа по окончании сеанса моделирования.

Накопленный персоналом опыт управления РС МКС показал эффективность использования НКО для отработки полетных операций при наличии достаточного времени.

Вместе с тем известны случаи попадания на борт РС МКС недостоверной КПИ, прошедшей отработку на НКО, в ходе которой не были выявлены ошибки. Это явилось следствием таких недостатков НКО, как длительное время подготовки к работе, не позволяющее эффективно использовать его для проверки МЦИ, предназначенных для срочного ввода в БКАУ, и трудности отработки ДПП с несколькими резервными вариантами за один сеанс моделирования.

Эти недостатки указывали на низкую эффективность НКО в качестве инструмента контроля достоверности КПИ в оперативном контуре управления, т. е. при выполнении операций в реальном масштабе времени.

Для уменьшения влияния указанных недостатков была применена система контроля достоверности КПИ, базирующаяся на совместном использовании НКО и упрощенных математических моделей программных комплексов, входящих в ПО БКАУ.

Разработанная в соответствии с этим система контроля достоверности КПИ предусматривает структуризацию технологического процесса отработки управляющей информации путем его разделения на два этапа.

*Этап 1* – отработка эксплуатационно-технической документации и полетных операций до начала их использования в процессе управления полетом.

Цель моделирования на этом этапе – проверка работы БКАУ и требуемого функционирования отдельных бортовых систем при выполнении разрабатываемой полетной операции. В описываемом случае необходимо использование моделей бортовых систем и алгоритмов управления ими. Существенные ограничения на продолжительность отработки не накладываются, так как она выполняется не в оперативном контуре управления, а на этапе подготовки и отработки эксплуатационно-технической документации на НКО.

*Этап 2* – отработка суточной программы полета перед ее выполнением в ходе полета.

Целью моделирования на втором этапе являются проверка соответствия номенклатуры и содержания МЦИ ДПП и контроль корректности кодирования отдельных массивов для исключения

ошибок оператора в условиях дефицита времени, отведенного на их формирование.

На этом этапе отработки накладываются жесткие ограничения на продолжительность, вызванные тем, что она выполняется в оперативном контуре управления полетом. Технологический цикл разработки и проверки МЦИ в этом случае может занимать от 30 мин (подготовка программы полета на очередные сутки) до 12 ч (подготовка МЦИ для ввода в БКАУ в текущие сутки). Отработка выполняется с помощью пакета программ упрощенного математического моделирования.

В табл. 18.1 представлено распределение области применения НКО и упрощенных математических моделей в процессе управления полетом РС МКС.

Таблица 18.1

### Область применения систем моделирования ПВУ

| Решаемая задача                                                  | Упрощенное математическое моделирование                               | Отработка на НКО                               |
|------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------|
| Предварительная отработка новых полетных процедур                | Использование модели в режиме «Отладчик»                              | —                                              |
| Окончательная отработка новых полетных процедур                  | —                                                                     | Детальное моделирование работы бортовых систем |
| Отработка СП полета (ежедневная) – проверка соответствия МЦИ ДПП | Обеспечение непрерывности сопровождения                               | —                                              |
| Отработка сложных и особо ответственных полетных операций        | Предварительная отработка ДПП                                         | Окончательная отработка ДПП                    |
| Предварительный разбор НС                                        | Оперативный анализ моделируемого состояния отдельных областей ОЗУ БВС | —                                              |

Окончание табл. 18.1

| Решаемая задача                                                              | Упрощенное математическое моделирование         | Отработка на НКО                                       |
|------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|
| Отработка МЦИ, предназначенных для парирования НС в очередном сеансе связи   | Проверка достоверности МЦИ при дефиците времени | —                                                      |
| Детальное моделирование работы бортовых систем, в том числе и при разборе НС | —                                               | Поиск причин возникновения НС, подготовка рекомендаций |

Для создания системы контроля правильности подготовки КПИ разработан интерпретатор, представляющий собой пакет программ упрощенного математического моделирования функционирования отдельных компонентов БКАУ с увязкой их в единый технологический процесс.

### 18.3. АЛГОРИТМ РАБОТЫ ИНТЕРПРЕТАТОРА ПРОГРАММНО-ВРЕМЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ СТАНЦИЕЙ «МИР»

Основная идея работы интерпретатора ПБУ (рис. 18.2) заключается в следующем: имитаторы бортовых программ ПБУ и КРЛ обрабатывают директивы циклограмм и содержимое буфера КРЛ, записанные в модель ОЗУ БЦВК.

Как следует из рис. 18.2, основные модули программы выполняют в главном цикле моделирования в следующем порядке:

- модуль CONTROL для расчета текущего модельного московского времени и формирования таблицы ожидаемых событий;
- модуль IKRL для имитации работы КРЛ, представляет собой адаптированную версию бортовой программы обработки данных, поступающих из КРЛ РСУС;
- модуль IPVU для имитации работы бортового интерпретатора директив ПБУ, представляет собой адаптированную версию бортовой программы интерпретации директив ПБУ.

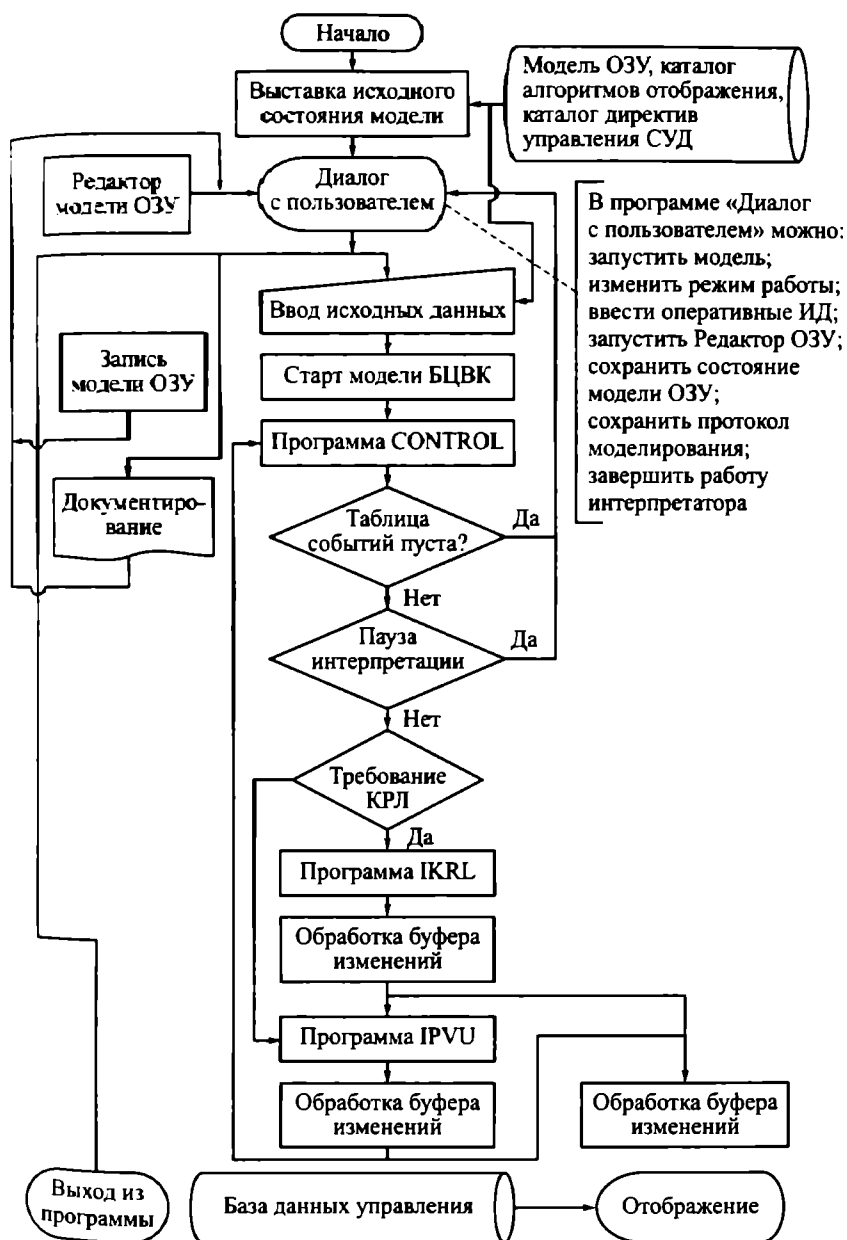


Рис. 18.2. Алгоритм работы интерпретатора ПВУ

Выполнение главного цикла моделирования прекращается при исчерпании таблицы событий или вмешательстве пользователя.

В состав ПО интерпретатора ПВУ входят следующие основные модули (подпрограммы), алгоритмы работы которых будут рассмотрены далее:

- модуль управления;
- имитатор КРЛ;
- имитатор ПВУ;
- редактор модели ОЗУ;
- обработчик модельной ТМИ (буфера изменений).

В процессе моделирования ПВУ выполняют следующие операции.

*Расчет текущего московского времени  $T_{\text{мос}}$ .* Основная задача моделирования ПВУ – определение времени наступления событий и размещение их на временной оси, поэтому расчет текущего модельного времени является одним из самых важных в системе моделирования. Возможны два подхода к определению времени наступления моделируемых событий.

Первый подход – использование счетчика времени с равномерной шкалой времени – заключается в организации модельного счетчика времени, значение которого увеличивается на единицу (такт) на каждом шаге цикла моделирования. При этом происходит равномерное увеличение формируемого времени на фиксированное значение. Варьируя длительностью временного такта, можно управлять скоростью моделирования (масштабирование времени). Точность определения времени наступления события зависит от длительности такта моделирования. При этом на каждом такте выполняется сравнение текущего значения счетчика (текущего модельного времени) с ожидаемым временем наступления запланированных событий. При их совпадении происходит оповещение оператора о наступлении соответствующего события и удаление наступившего события из таблицы. Моделирование заканчивается при исчерпании таблицы событий либо наступлении предельного времени, заданного оператором.

Данный метод расчета времени применим для моделирования непрерывных процессов, таких как движение ОК вокруг центра масс.

В случае моделирования дискретных процессов может быть использован второй подход к расчету времени – по методу ускорений с неравномерной шкалой времени. Он заключается в следующем.

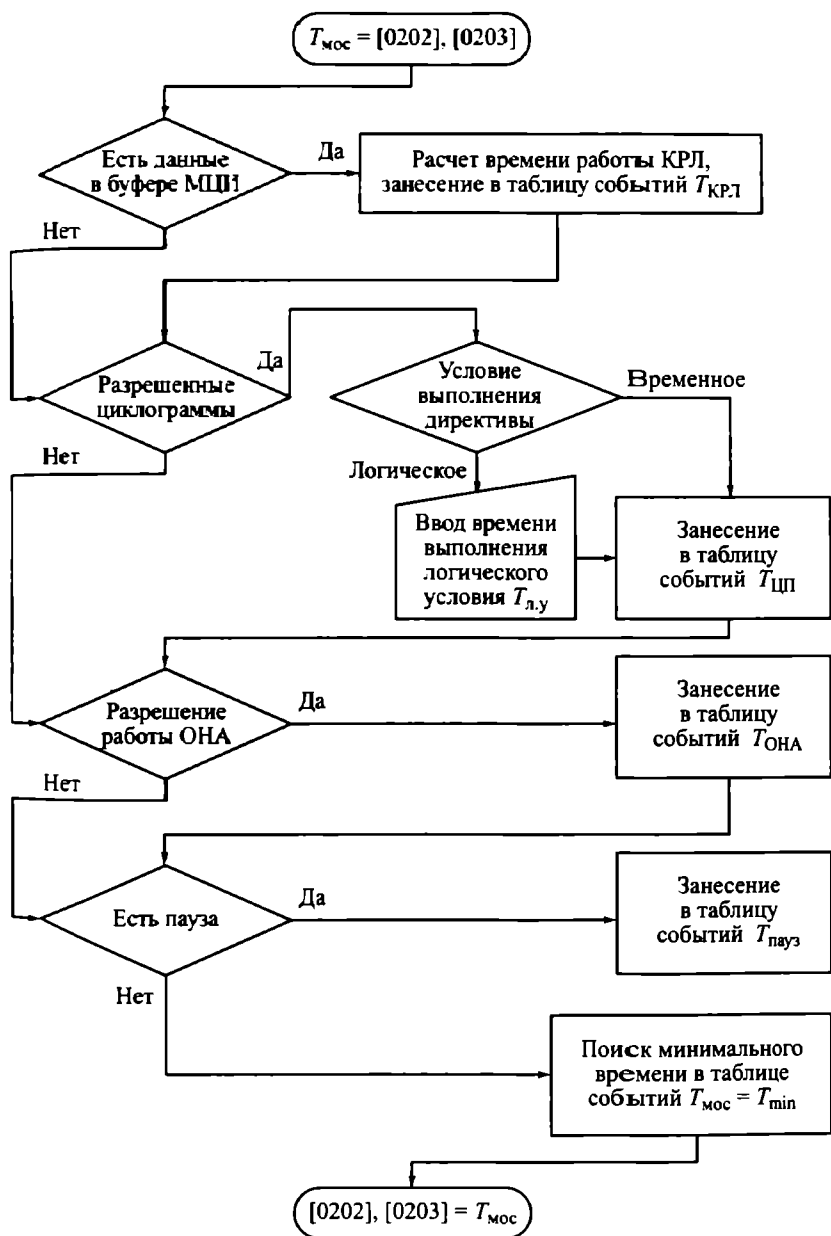


Рис. 18.3. Структурная схема алгоритма расчета текущего времени

Для определения текущего московского (модельного) времени программа управления на каждом шаге цикла опрашивает таблицу ожидаемых событий и выбирает событие с минимальным значением времени наступления  $T_{\min}$ . Это значение присваивается переменной, содержащей текущее московское время  $T_{\text{мос}}$  и записывается в модель ОЗУ. В таблице ожидаемых событий хранятся времена наступления событий двух типов: 1) события, введенные пользователем (к ним относятся паузы интерпретации – заданные пользователем моменты остановки моделирования), и время исполнения логических условий в циклограммах; 2) внутренние события (например, срабатывание директив управления циклограмм по временному условию, обработка данных из буфера КРЛ, работа остронаправленной антенны и т. п.). После обработки событие удаляется из таблицы, при возникновении нового – заносится. Таким образом, происходит неравномерное приращение значения счетчика времени на каждом шаге моделирования. Рассмотрим алгоритм расчета московского времени с неравномерной шкалой (рис. 18.3).

Как видно из схемы, представленной на рис. 18.3, формирование и коррекция таблицы ожидаемых событий начинается с анализа состояния буфера КРЛ. Если в буфере КРЛ находится МЦИ, то программа осуществляет обращение к управляющему слову записи (УСЗ) первого необработанного подмассива, адрес которого рассчитывается следующим образом:

$$A = B[2] + L_{\text{УСЗ}}(B[2]),$$

где  $A$  – адрес текущего подмассива;  $B[2]$  – содержимое счетчика подмассивов (начальный адрес последнего обработанного подмассива);  $L_{\text{УСЗ}}$  – длина последнего обработанного подмассива, полученная из УСЗ подмассива, начальный адрес которого содержится в  $B[2]$ .

По найденному начальному адресу подмассива определяется длина подмассива (из УСЗ)  $L_{\text{УСЗ}}(A)$ . Зная длину подмассива, несложно найти продолжительность закладки подмассива в память компьютера по КРЛ:

$$T_{\text{КРЛ}} = \frac{L_{\text{УСЗ}}}{R_{\text{КРЛ}}} + T_{\text{мос}},$$

где  $T_{крл}$  – продолжительность закладки подмассива;  $L_{усз}$  – длина подмассива;  $R_{крл}$  – скорость передачи цифровой информации по КРЛ (слов/с);  $T_{мос}$  – текущее московское время (модельное).

Рассчитанная продолжительность закладки подмассива (или время работы КРЛ)  $T_{крл}$  используется для определения времени завершения записи подмассива в ОЗУ, которое заносится в таблицу ожидаемых событий.

Время ожидаемого выполнения директив циклограмм ПВУ – важнейший параметр, определяющий принцип работы интерпретатора. Программное обеспечение управления механизмом ПВУ имеет таблицу условий исполнения директив ПВУ. В эту таблицу заносят текущие значения команд отложенного исполнения (исполняемых по наступлении заданного времени или условия) для каждой циклограммы, разрешенной к обработке в данный момент времени, – параметр  $U_i$ , где  $i$  – номер циклограммы.

Программа расчета московского времени  $T_{мос}$  выполняет последовательную проверку всех условий исполнения разрешенных циклограмм.

Если параметр  $U_i < 0$ , т. е. содержит логическое условие исполнения очередной директивы циклограммы  $i$ , то на экран выводится запрос оператору для ввода ожидаемого времени исполнения логического условия. Оператор вводит запрошенное время, используя априорную информацию о наступлении соответствующего события. Это время заносится программой в таблицу времени ожидаемых событий для циклограммы  $i$  –  $T(\Pi_i)$ .

Если параметр  $U_i \geq 0$ , т. е. содержит временное условие, то это время  $T(\Pi_i)$  также заносится программой в таблицу времени ожидаемых событий для циклограммы  $i$ .

Оператор может подготовить список моментов времени останова интерпретации для выполнения каких-либо действий:

- коррекции модели ОЗУ для имитации действий экипажа, ЦУП и работы аппаратуры системы управления с помощью редактора модели ОЗУ (далее – редактора);
- записи модели ОЗУ на диск для сохранения промежуточного состояния модели;
- ввода в ОЗУ очередного массива цифровой информации и т. д.

На каждом шаге интерпретации из списка выбирается минимальное время  $T_{пауз}$  и заносится в таблицу ожидаемых событий.

При наступлении указанного времени в модели происходит останов моделирования, после чего эта запись из списка удаляется и оператор может произвести необходимые действия.

*Имитатор КРЛ.* Модуль имитации работы КРЛ IKRL представляет собой адаптированную программу KRL, входящую в состав ПМО БЦВК СУД. Назначение этой программы – обмен цифровыми данными между РСУС и БЦВК СУД. В процессе работы модуля IKRL происходит перепись МЦИ из буфера КРЛ в ОЗУ по указанному адресу в соответствии с управляющим словом записи массива. При этом в буфер изменения ОЗУ заносится цифровой телеметрический массив, описывающий изменение содержания ОЗУ и подлежащий обработке и отображению в процессе моделирования.

*Имитатор ПВУ.* Модуль имитации ПВУ IPVU представляет собой адаптированную программу PVU, входящую в состав ПМО БЦВК. Назначение этой программы – обработка массивов описания циклограмм, исполнение директив ПВУ, содержащихся в массивах описания циклограмм. При этом в буфер изменения ОЗУ заносится цифровой телеметрический массив, описывающий изменение содержания ОЗУ и подлежащий обработке и отображению в процессе моделирования аналогично программе IKRL.

#### **18.4. ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ МКС И СТРУКТУРА ЕГО МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ**

Интерпретация КПИ в модели заключается в выполнении следующих действий:

- имитация исполнения директив, включенных в состав МЦИ и поступающих в интерпретатор КПИ, содержащий набор моделей БКАУ;
- формирование массивов данных, описывающих изменения состояния переменных в модели ОЗУ БКАУ;
- формирование модельной служебной ТМИ, содержащей сведения о событиях, происходящих в моделях, включая изменения состояния модели ОЗУ.

Имитация исполнения директив осуществляется в программных модулях бортовых программных комплексов. К таким модулям относят исполнение:

- директив КРЛ – интерпретатор КРЛ;
- директив ПВУ – интерпретатор ПВУ;
- директив суточной программы полета (СПП) – интерпретатор СПП;

- команд верхнего уровня (КВУ) – интерпретатор КВУ;
- расписания сеансов связи (РСС) – интерпретатор РСС.

Программные модули имитации работы бортовых программных комплексов выполняются последовательно в порядке, определяемом частотой применения бортовых программ и таблицей приоритетов, которые установлены для интерпретатора КПИ. После завершения работы каждого программного модуля формируются данные изменения состояния ОЗУ (буфера изменений). Предварительный состав программных модулей приведен в табл. 18.2.

Таблица 18.2

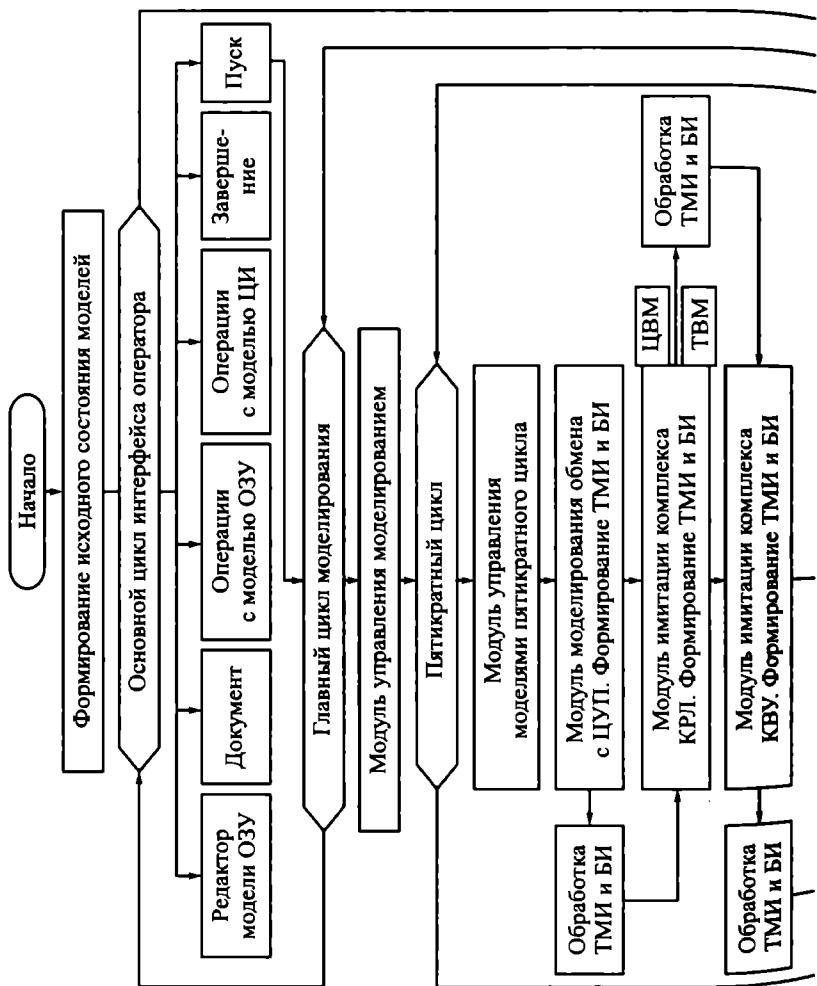
### Состав программных модулей интерпретатора КПИ

| Наименование                                         | Назначение                                                                                                                                                                                                                                   |
|------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Начальный загрузчик данных                           | Задание конфигурации системы моделирования, назначение дескрипторов памяти для динамических массивов данных, загрузка постоянных ИД в рабочие буферные массивы, начальная инициализация динамических массивов данных и глобальных переменных |
| Редактор модели ОЗУ                                  | Редактирование и контроль содержания переменных и ячеек памяти в модели ОЗУ                                                                                                                                                                  |
| Программа документирования результатов моделирования | Организация хранения, отображения и документирования результатов моделирования                                                                                                                                                               |
| Программа выполнения операций с моделью ОЗУ          | Функция записи в архив, загрузки из архива в рабочий буфер данных модели ОЗУ. Организация работы с архивом модели                                                                                                                            |
| Операции с МЦИ                                       | Организация списка МЦИ на ввод в модель ОЗУ в заданное время                                                                                                                                                                                 |
| Пуск моделирования                                   | Функция подготовки данных для запуска процесса моделирования                                                                                                                                                                                 |

| Наименование                                                | Назначение                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
|-------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Завершение                                                  | Функция завершения задачи моделирования, закрытия файлов данных, освобождения дескрипторов памяти                                                                                                                                                                                                                                                                       |
| Модуль управления моделированием                            | Функция формирования и анализа главной таблицы событий, расчет календарного времени, управление процессом моделирования                                                                                                                                                                                                                                                 |
| Модуль управления моделями пятикратного цикла моделирования | Функция формирования и анализа локальной таблицы событий пятикратного цикла моделирования, расчет календарного времени, управление процессом моделирования                                                                                                                                                                                                              |
| Модуль управления моделями однократного цикла моделирования | Функция формирования и анализа локальной таблицы событий однократного цикла моделирования, расчет календарного времени, управление процессом моделирования                                                                                                                                                                                                              |
| Модуль моделирования обмена пакетами CCSDS                  | Функция разбора заголовков пакета, маршрутизации пакетов (между отдельными модулями моделирования), формирование буфера изменений модели ОЗУ, ТМ-потока                                                                                                                                                                                                                 |
| Модуль имитации интерпретатора директив циклограмм КРЛ      | Функция, имитирующая исполнение директив циклограмм КРЛ; при каждом обращении к функции обрабатываются все директивы одного пакета CCSDS в буфере КРЛ либо в буферах функциональных пакетов, сформированных другими программными комплексами (например, пакетами, полученными от интерпретатора СПП); вызов функции дублирован для обеспечения моделирования работы БВК |
| Модуль имитации интерпретатора директив ПВУ                 | Функция, имитирующая исполнение директив циклограмм ПВУ; при каждом обращении к функции обрабатываются директивы всех запущенных циклограмм с текущим временем исполнения; вызов функции дублирован для обеспечения моделирования работы БВК                                                                                                                            |

| Наименование                                                            | Назначение                                                                                                                                                                   |
|-------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Модуль имитации интерпретатора команд верхнего уровня                   | Функция, имитирующая исполнение отдельных команд верхнего уровня, поступающих по КРЛ или от функции интерпретации БПП                                                        |
| Модуль имитации интерпретатора директив СПП                             | Функция, имитирующая исполнение каналов СПП; при каждом обращении к функции обрабатываются директивы всех запущенных каналов с текущим временем исполнения                   |
| Модуль имитации программы реализации РСС                                | Функция, имитирующая исполнение расписания режимов работы радиотехнических систем (расписания сеансов связи)                                                                 |
| Модуль имитации программы реализации БПП                                | Функция, имитирующая исполнение расписаний БПП                                                                                                                               |
| Функция обработки и отображения в реальном времени буфера изменений ТМИ | Функция обработки и отображения в реальном времени буфера изменений ТМИ; результаты обработки помещают в окно отображения результатов, а также записывают в файл регистрации |
| Функция завершения работы моделирующего комплекса                       | Функция выполняет завершающие операции, такие как закрытие файлов, освобождение дескрипторов памяти в динамической области и т. д.                                           |

На рис. 18.4 представлена общая структурная схема процесса интерпретации.



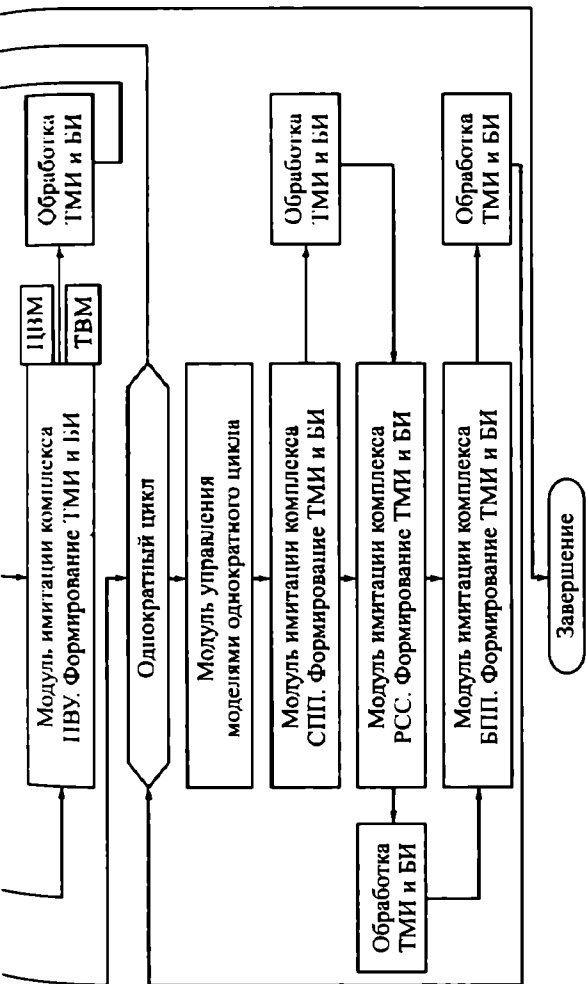


Рис. 18.4. Общая функциональная схема процесса интерпретации

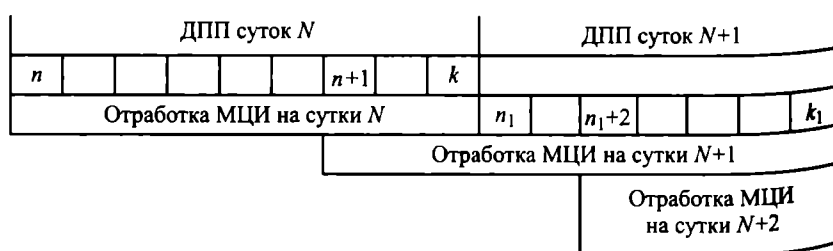
## 18.5. МЕТОДЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНТЕРПРЕТАТОРА ПРОГРАММНО-ВРЕМЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ

В результате многолетнего применения интерпретатора ПВУ в ГОГУ орбитального комплекса «Мир» были выработаны следующие основные принципы моделирования бортовых механизмов ПВУ орбитальных кораблей и станций:

- непрерывность обработок МЦИ на всех этапах оперативного планирования и КПУ;
- сквозной контроль корректности на всех этапах жизненного цикла КПИ – от разработки полетных процедур до реализации программы сеанса связи;
- сочетание инструментальных и ручных способов контроля КПИ.

Рассмотрим применение перечисленных принципов на примере моделирования работы механизма ПВУ.

*Непрерывность обработок МЦИ* обеспечивается обработкой МЦИ *с пересечением*. Схема рис. 18.5 иллюстрирует организацию обработок ДПП и МЦИ, предполагающую непрерывность обработок. Обработка МЦИ для детального плана полета суток  $N$  начинается с витка  $n$  и завершается на витке  $k$ . На витке  $n + 1$  запланирован ввод МЦИ, содержащих СП полета в соответствии с ДПП суток  $N + 1$ . Специалист, выполняющий обработку, сохраняет состояние модели ОЗУ БЦВК на витке  $n + 1$  и продолжает обработку до витка  $k$  включительно. Обработка МЦИ для ДПП суток  $N + 1$  начинается



**Рис. 18.5.** Организация обработки МЦИ и ДПП:

$n$  – начальный виток ДПП суток  $N$ ;  $n + 1$  – виток ввода МЦИ с программой суток  $N + 1$ ;  $k$  – конечный виток ДПП суток  $N$ ;  $n_1$  – начальный виток ДПП суток  $N + 1$ ;  $n_1 + 2$  – виток ввода МЦИ с программой суток  $N + 2$ ;  $k_1$  – конечный виток ДПП суток  $N_1$

с витка  $n + 1$ , т. е. на фоне исполнения программы суток  $N$ . Для осуществления отработки суток  $N + 1$  с витка  $n + 1$  необходимо восстановить состояние модели ОЗУ из файла (из записи БД системы моделирования), в котором были сохранены данные для витка  $n + 1$  во время отработки суток  $N$ . Таким образом выполняется повторная отработка МЦИ для витков с  $n + 1$  до  $k$  суток  $N$  с учетом ввода новых МЦИ на витке  $n + 1$ . Аналогично выполняется отработка МЦИ для ДПП суток  $N + 2$ ,  $N + 3$  и т. д.

Применение отработки ДПП и МЦИ с пересечением позволяет исключить наиболее распространенные ошибки формирования МЦИ, вызывающие затирание части СП текущих суток (суток  $N$ ) при вводе в память бортового компьютера СП суток  $N + 1$ , которая загружается на фоне исполнения текущей программы. К ошибкам такого рода приводит перенос ввода программы суток  $N + 1$  на более ранний срок, чем планировалось первоначально (слишком ранний ввод), неправильное распределение ресурсов буферов данных и т. д.

Сквозной контроль КПИ на всех этапах жизненного цикла обеспечивает высокую надежность управления полетом, так как осуществляет непрерывный контроль как КПИ, так и ИД, на основании которых она разрабатывается.

Существует последовательность оперативного планирования и подготовки КПИ:

- разработка ПО;
- разработка ДПП (на основании плана полета и ПО);
- разработка МЦИ и ПСС (на основании ДПП);
- реализация ПСС – передача КПИ в БКАУ КА.

Как видно из приведенной последовательности, каждый этап оперативного планирования и разработки КПИ базируется на предыдущем и использует его результаты в качестве ИД. Это позволяет применить технологию сквозного контроля, представленную в табл. 18.3.

Как видно из табл. 18.3, корректность МЦИ в отношении соответствия ДПП проверяется с помощью математических моделей БКАУ. Такие модели должны обеспечивать решение следующих задач:

- отображение значения любой переменной (ячейки памяти) по выбору оператора в ОЗУ бортового компьютера либо его модели;
- обеспечение соответствия исходного состояния ОЗУ бортового компьютера (модели) на момент ввода в ОЗУ МЦИ для проверки наложения массивов управляющей информации друг на

друга в ОЗУ компьютера. Это требование особенно актуально при проверках массивов данных для механизмов ПВУ. Для БКАУ РС МКС подразумеваются данные для СПП, БПП, РСС, СП ПВУ, СП БСПН (блока сервера полезной нагрузки, т. е. ЭВМ, управляющей работой научной аппаратуры);

– предоставление оператору ГОГУ адекватной и полной информации о всех событиях на борту, инициированных проверяемыми МЦИ (для БКАУ РС МКС изменение состояния ОЗУ БКАУ, вызов УВ с заданными параметрами, исполнение директив ПВУ, исполнение команд верхнего уровня).

Таблица 18.3

## Организация сквозного контроля КПИ

| Этап планирования и управления | Предмет контроля                                                                                                                    | Метод                                                                                                                                                                                                                                               |
|--------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Разработка полетной процедуры  | Соответствие ЭТД (методики управления БС, технические описания систем, ИД разработчиков бортовых систем и БКАУ)                     | Контроль по документации.<br>Отработка на математических моделях (предварительная, с использованием МЦИ, разработанных на основе ПО).<br>Отработка на стендах НКО (окончательная, с использованием МЦИ, разработанных на основе полетной процедуры) |
| Разработка ДПП                 | Соответствие ЭТД (полетные процедуры, методики управления БС, технические описания систем, ИД разработчиков бортовых систем и БКАУ) | Контроль по документации                                                                                                                                                                                                                            |
| Разработка МЦИ                 | Соответствие оперативной документации (ДПП, решения ГОГУ, полетные процедуры)                                                       | Контроль по документации.<br>Отработка на математических моделях.<br>Отработка на стендах НКО                                                                                                                                                       |

Окончание табл. 18.3

| Этап планирования и управления | Предмет контроля                            | Метод                          |
|--------------------------------|---------------------------------------------|--------------------------------|
| Разработка ПСС                 | Соответствие оперативной документации (ДПП) | Контроль по документации (ДПП) |
| Реализация ПСС                 | Соответствие оперативной документации (ПСС) | Контроль по документации (ПСС) |

Использование основных принципов, положенных в основу данного ПО, позволяет эффективно решать задачи повышения надежности оперативного планирования и КПУ РС МКС.



## **Раздел 7**

# **УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МЕЖДУНАРОДНЫХ ПРОГРАММ**



## Глава 19

# **ОСОБЕННОСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЦЕНТРОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ СТРАН-УЧАСТНИЦ В ПРОЦЕССЕ СОВМЕСТНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ**

---

## **19.1. ФОРМЫ МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В ОБЛАСТИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ**

При выполнении программ, реализуемых в космическом пространстве совместно двумя и более международными партнерами, возможны следующие варианты сотрудничества.

1. На КА одного участника (назовем его условно хозяином КА) устанавливается целевая аппаратура другого участника (партнера), которая работает по программе партнера. Хозяин КА должен обеспечить эту аппаратуру условиями, требуемыми для нормального функционирования, а выполняемую программу – необходимыми ресурсами. Партнер должен предоставить методику выполнения работ с целевой аппаратурой либо самостоятельно управлять работами, если такая возможность обеспечена. В ряде случаев для этого в состав экипажа КА включается космонавт – представитель партнера. Программа партнера интегрируется в план полета КА с соблюдением всех ограничений и правил планирования, установленных для нее и данного КА. При этом в плане полета КА может появиться ряд специфических операций, связанных с ее выполнением. Ряд международных программ такого рода был реализован на станциях «Салют» и «Мир».

2. При использовании КА двух партнеров отрабатывают сложные совместные операции по перспективным программам. В качестве примеров этого вида сотрудничества в космосе можно привести программы «Союз–Аполлон» и «Мир–Шаттл», в ходе которых вы-

полнялись операции сближения и стыковки американских КА с российскими, в первом случае для создания в будущем системы спасения экипажей аварийных аппаратов, во втором – для обеспечения программы Международной космической станции (МКС).

3. В совместной программе используют КА разных партнеров, интегрированные в единый космический комплекс и функционирующие по единому плану. Примером такой программы служит создание МКС и ее совместная эксплуатация несколькими международными партнерами, включая Россию, США, европейские страны, Японию, Канаду, Бразилию и др. В будущем можно представить аналогичный вариант сотрудничества в создании планетных баз на Луне и Марсе.

4. Групповой полет кораблей нескольких партнеров в программах освоения Марса с оказанием взаимной помощи в критических ситуациях.

5. Взаимная помощь разных стран в обеспечении полетов КА другой страны средствами своих наземных сегментов, например: предоставление услуг связи через свои наземные станции, спутники-ретрансляторы и т. д.

В этой главе мы остановимся на третьем варианте и, естественно, только в аспекте управления полетом применительно к международному орбитальному комплексу типа МКС, а также отдельным КА, обеспечивающим его сборку и продолжительное функционирование. Эффективность принятых и успешно применяемых принципов взаимодействия стран-участниц программы МКС, а также методов и средств их реализации подтверждена в достаточной мере и, как представляется, они возможны и в других международных проектах.

## **19.2. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СЛУЖБ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ МКС**

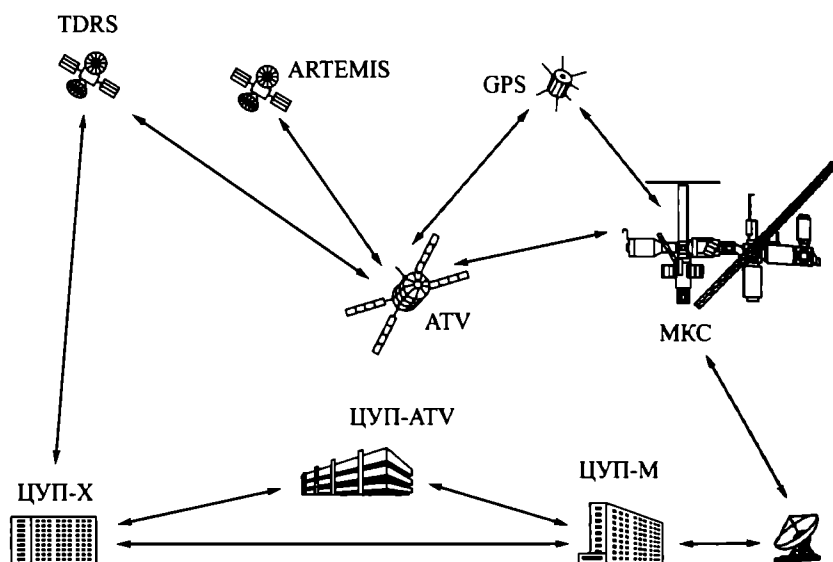
Сначала приведем краткие сведения об МКС. Она состоит из двух сегментов – российского (РС) и американского (АС). На настоящий момент в состав РС МКС входят три модуля: «Звезда» – основной, так называемый служебный модуль (СМ) российского сегмента; «Заря» – функционально-грузовой блок (ФГБ) и «Пирс» – стыковочный отсек (СО), он же шлюз для выхода в открытый космос). Американский сегмент содержит шесть модулей: *Destiny* (лабораторный модуль), *Unity* (первый узловой модуль), *Harmony*

(второй узловой модуль), Columbus (европейская космическая лаборатория), Kibo (японский исследовательский модуль) и Quest (шлюз для выхода в открытый космос). На АС установлен также робототехнический комплекс Канадского космического агентства.

В основу организации управления полетом были положены два главных принципа. Первый – единоначалие как основа координирования и интеграции деятельности всех звеньев контура управления и партнеров. Второй – соблюдение национальных интересов стран, участвующих в проекте. В соответствии с «Меморандумом о взаимопонимании», основополагающим документом, который определяет взаимоотношения между партнерами, координирующая и интегрирующая роль в этой схеме отведена НАСА (Национальное космическое агентство США). Защиту национальных интересов партнеров обеспечивают различные многосторонние советы и группы. К их числу относят: совет по управлению программой МКС; группу руководства полетом; группу планирования текущей программы; группу совместных операций; группу интерфейса команд и ТМИ; группу координации по программе исследований и полезной нагрузке; группу по операциям и использованию МКС; группу разработки правил полета МКС; группу по планированию полета; группу по операциям с полезной нагрузкой; группу по подготовке экипажа и персонала; группу по разработке бортовой документации; группу по наземному сегменту; группу по медицинскому контролю и исследованиям.

Уже на ранней стадии разработки принципов и методологии управления полетом МКС было решено, что управление КА разных стран, как правило, осуществляется разными ЦУП. Поэтому для выполнения международных программ, требующих взаимодействия в космосе КА нескольких стран-партнеров, необходимо было решить задачу синхронного и взаимно увязанного управления полетом из нескольких центров (распределенного управления). При этом возникают сложности самого разного свойства – от отличий подхода к управлению сложными техническими объектами до языковых. В программе МКС участвуют несколько стран. До 2008 г. управление полетом МКС осуществлялось двумя центрами – ЦУП-М и ЦУП-Х, расположенным в Хьюстоне (штат Техас, США). ЦУП-М управляет российским сегментом МКС, а ЦУП-Х – американским. С появлением в 2008 г. в составе станции европейского модуля Columbus и началом полетов европейского грузового корабля ATV

к управлению подключаются два европейских центра управления – ЦУП-Col и ЦУП-ATV. После пристыковки к МКС японского модуля Kibo к процессу управления присоединяется также и японский ЦУП. В качестве примера на рис. 19.1 представлена схема управления полетом ATV и МКС в совместных операциях.



**Рис. 19.1.** Схема взаимодействия элементов контура управления полетом ATV и МКС в совместных операциях

Наличие нескольких центров управления приводит к необходимости взаимной увязки действий партнеров, составления интегрированных планов полета МКС, автоматизированного обмена телеметрией, командами и другой значимой с точки зрения управления полетом информацией. Таким образом, при управлении полетом МКС ЦУП партнеров работают в тесном взаимодействии, обмениваясь всеми необходимыми видами информации по заранее согласованным интерфейсам и в соответствии с разработанными процедурами.

Для взаимодействия ЦУП вне реального масштаба времени созданы международные советы и группы, отвечающие за координацию действий в разных тематических направлениях (см. выше). В режиме реального времени управление каждым элементом (или

сегментом) МКС осуществляется тем участником, который несет ответственность за него. Так, например, управление полетом КА, входящих в состав РС МКС, от момента выведения и до окончания срока существования КА, осуществляет ЦУП-М.

Каждый партнер для управления своим сегментом использует собственные наземный и бортовой комплексы управления.

На этапе внутреннего планирования в каждом ЦУП процедуры, влияющие на сегмент партнера, согласовываются с ним, а на этапе оперативного управления партнеры информируют друг друга о действиях на принадлежащем им сегменте МКС.

При невозможности осуществить функцию, обычно выполняемую сегментом одного из партнеров, она должна быть перепоручена сегменту другого партнера с учетом функциональных особенностей и ограничений этого сегмента.

Допускается передача тех или иных прав или ответственности партнеру в случаях, соответствующих предварительно согласованному графику, или в нештатных ситуациях.

При этом учитывается то обстоятельство, что если обеспечение безопасности экипажа и станции зависит от сохранения работоспособности определенного сегмента, то приоритет отдается командным воздействиям на этот сегмент.

В настоящее время обязанности и ответственность между ЦУП-М и ЦУП-Х распределены следующим образом.

Российский ЦУП-М отвечает за управление РС МКС; разрабатывает планы разного уровня, процедуры и правила для своего сегмента; участвует в разработке интегрированных совместных планов МКС; передает в ЦУП-Х в согласованном объеме телеметрию российского и американского сегментов, получаемую через российские средства; передает при необходимости (через РС и российские линии связи) управляющую информацию (команды радиоуправления и текстовые сообщения для экипажа) из ЦУП-Х на АС; является ведущим при выполнении российских динамических операций сближения, стыковки/расхождения ТК («Союз», «Прогресс») со станцией, коррекции орбиты МКС; отвечает за работоспособность и ресурсы РС; обеспечивает резервирование управления АС МКС из ЦУП-М американской группой поддержки с использованием российских линий связи и американских средств, сопряженных с ЦУП-М.

Американский ЦУП-Х осуществляет общую интеграцию программы МКС; отвечает за безопасность экипажа, работоспособ-

ность станции в целом и ресурсы АС; координирует разработку совместных планов полета МКС; управляет работой систем АС; является ведущим ЦУП при полете «Шаттла»; обеспечивает резервирование управления РС МКС из ЦУП-Х российской региональной группой управления (РРСУ-Х) с использованием американских линий связи и технических средств РРСУ-Х, сопряженных с ЦУП-Х.

### **19.3. СОВМЕСТНОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТА**

При управлении российскими ОС «Салют» и «Мир» планирование осуществлялось в одном центре управления полетами. В проекте МКС принимают участие космические агентства разных стран, многие из которых имели свой опыт управления КА и технологию планирования. Первоначально специалисты НАСА предполагали ввести принцип централизованного управления МКС из одного центра – Центра имени Джонсона в Хьюстоне. При этом партнерам отводилась роль организаций, которые только готовят ИД для разработки планов и реализуют принятые в НАСА решения. Но им пришлось убедиться в том, что такой подход невозможно применить к МКС, являющейся сложным комплексом, состоящим из большого числа модулей, систем, подсистем, научной аппаратуры, взаимосвязанных и взаимодействующих между собой элементов, разработчики и кураторы которых находятся в разных странах.

При составлении и корректировке планов учитывают множество различных факторов, например:

- требования безопасности полета;
- совместимость (по условиям проведения, используемым технологиям, ресурсам и др.) различных работ, выполняемых международным экипажем;
- условия космического полета (орбиту и ориентацию станции, зоны освещенности, видимости);
- распорядок дня экипажа, длительность работы космонавтов;
- конфигурацию и техническое состояние конструкции и бортовых систем МКС;
- функциональные возможности и основные режимы средств управления, измерения и связи;
- объемы бортовых ресурсов (энергетических, вычислительных, информационных, расходных материалов, жизнеобеспечения);

- необходимость поддержания радиосвязи через спутники-ретрансляторы;

- необходимость распределения ресурсов между сегментами МКС при ограниченных возможностях бортовых систем и наземной инфраструктуры;

- необходимость оперативной координации планов с зарубежными партнерами;

- возможность взаимного контроля и управления через межсегментные интерфейсы.

Учитывая все это, разработка эффективных, гибких планов и, что не менее важно, оперативная корректировка их в процессе полета МКС возможны лишь в том случае, если такие важные функции, как анализ ИД, математическое моделирование, прогнозирование параметров функционирования бортовых систем, формирование и сравнение вариантов планов, оценка их реализуемости и распределение ресурсов, будут осуществляться при непосредственном участии тех центров управления, которые являются хозяевами отдельных сегментов, модулей, систем.

Планирование полета, проводимого в рамках международного проекта – это сложный итерационный процесс, включающий элементы переговоров, в которых задействовано много людей.

В процессе работы над проектом МКС была создана Международная группа планирования IEPT (International executive planning team), включающая представителей всех космических агентств – участников программы. На основе опыта управления долговременными космическими станциями «Мир» и «Салют» российскими специалистами были предложены методы и технология исполнительного планирования, которые согласованы и приняты всеми международными партнерами. Международной группой планирования разработаны способы обмена исходными данными и продуктами планирования.

Таким образом, с учетом сказанного выше можно выделить четыре основных принципа планирования при управлении полетом международной станции:

- поэтапного планирования (долгосрочного, краткосрочного, детального);
- распределенного планирования;
- сепарации;
- интеграции.

Принцип поэтапного планирования заключается в последовательной разработке планов исполнительного уровня: долгосрочного, краткосрочного, детального, т. е. в планировании от общего к частному.

Все планы исполнительного уровня разрабатывают за некоторое время до их реализации на борту ОК. За период между разработкой и реализацией плана может возникнуть необходимость его изменения, вызванная различными причинами. Для того чтобы проанализировать эти причины и принять решение об изменении плана, в практику введен инструмент перепланирования PPCR-tools (Planning product change request tools). Заявку на перепланирование PPCR, предложенную одним из партнеров, рассматривают специалисты в каждом ЦУП и после согласования вносят необходимые изменения в план полета.

Принцип распределенного планирования состоит в следующем. В разработке единого плана ОК принимают участие все международные партнеры по программе МКС. Используя свои базы данных и программы-интерфейсы между системами планирования, а также руководствуясь согласованными правилами, ограничениями и принятой технологией, стороны обмениваются информацией по планированию и создают единый план.

Принципы сепарации и интеграции файлов применяются для всех планов исполнительного уровня – долгосрочного, краткосрочного и детального. В случае необходимости изменения плана в реальном времени применяется инструмент «Подача заявки на перепланирование».

Принцип сепарации заключается в следующем. Каждый партнер, ответственный за свой сегмент/модуль ОК, разрабатывает план полетных операций, которые должны воплощаться на его сегменте/модуле. При этом учитываются общие правила и ограничения по планированию, доступные ресурсы, приоритеты и т. д. При необходимости согласования или координации партнеры используют теле- и видеоконференции, электронную почту, систему Drop Box.

Принцип интеграции предполагает, что разработанные международными партнерами планы направляются в тот ЦУП, который на данном этапе является интегратором. Специалист по интеграции сводит планы партнеров в единый план и проводит его анализ по таким параметрам, как совместимость операций, распределение ресурсов, полнота информации, наличие конфликтов.

На следующем шаге интегрированный план после согласования и предложения по разрешению выявленных конфликтов рассылаются участникам. Изложенная выше схема разработки плана полета МКС показана на рис. 19.2.

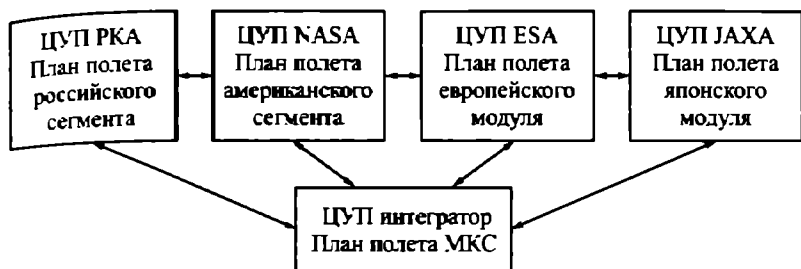


Рис. 19.2. Схема совместной разработки плана полета МКС

Процесс интеграции может происходить в несколько последовательных приближений. Как правило, бывает достаточно двух итераций, причем на всех этапах планирования (долгосрочное, краткосрочное и детальное планирование).

*Методическое обеспечение разработки регламентирующих документов планирования.* Для того чтобы каждый партнер мог самостоятельно формировать план для своего сегмента (модуля), были разработаны регламентирующие документы (правила). К их числу относят:

- базовые правила и ограничения по планированию;
- правила и ограничения по планированию для конкретной экспедиции;
- проектный документ определения задач и требований к экспедиции на конкретный период планирования;
- стандарты базы данных – документ для определения стандартов базы данных полетных операций, экспортных файлов, документации по планированию;
- правила взаимодействия специалистов при управлении полетом.

Перечисленными регламентирующими документами руководствуются в своей деятельности специалисты группы управления и экипаж МКС.

Базовые правила и ограничения по планированию действуют в рамках всей программы МКС. В правилах и ограничениях по пла-

нированию для конкретной экспедиции приведены список основных задач, приоритеты и правила распределения ресурсов, характерные для данной экспедиции. Перечень задач и требований к экспедиции устанавливает даты пусков транспортных и грузовых кораблей, цели экспедиции, распределение ресурсов между служебными и целевыми операциями, между партнерами. Указанные три документа регламентируют правила разработки плана. Но этими планами партнеры, говорящие на разных языках и имеющие разные системы планирования, должны обмениваться и однозначно понимать друг друга. Для этого были разработаны стандарты базы данных. Этот документ определяет состав не только параметров, описывающих полетную операцию, но и характеризующих непосредственно план. Руководствуясь документом, каждый партнер дает описание полетных операций своего сегмента в таблицах базы данных.

Комплект паспортов полетных операций содержится в таблицах базовых операций. Паспорт операции представляет собой набор взаимосвязанных данных, характеризующих ее.

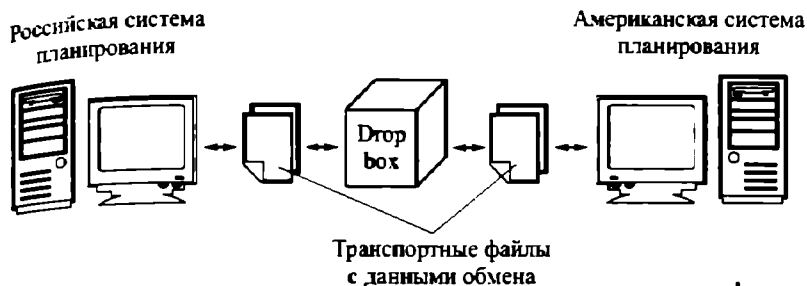
При заполнении паспортов операций используют типовые наименования ресурсов, режимов, условий и т. д. Такие данные берут из нормализованных справочных таблиц, обеспечивающих точность и однозначность обмениваемой с международными партнерами и посылаемой на борт информации. Данные для составления справочников заранее определяются и согласуются международными партнерами.

Сведения, связанные непосредственно с планированием полетов, содержатся в таблицах с оперативной информацией. В их состав входит информация о самом плане, операциях, датах их выполнения.

Наличие стандартов по планированию гарантирует, что партнеры по программе МКС обмениваются документами и параметрами, согласованными по форме и содержанию.

Планы отдельных сегментов разрабатывают в виде набора данных, хранящихся в БД системы планирования партнера. Для обмена информацией между партнерами на исполнительном этапе планирования используют транспортные (экспортные) файлы EXPTIM со строго определенной структурой. После передачи на Drop Box эти файлы становятся доступными для всех партнеров.

Специалисты ГОГУ направляют транспортный файл на Drop Box, откуда его забирают американские партнеры и загружают в



**Рис. 19.3.** Схема обмена данными между российской и американской системами планирования

свою систему планирования CPS (Consolidated planning system). Аналогично происходит процесс загрузки в российскую систему планирования (РСП) транспортного файла, сформированного американскими специалистами в CPS. Специалисты ГОГУ забирают транспортный файл из Drop Box. Далее с помощью программы «Интерфейс» осуществляется импорт данных в РСП (рис. 19.3).

Для обмена планами и всей сопутствующей информацией разработан интерфейс между РСП и CPS посредством импортно-экспортного файла CPS.

Если вернуться к началу раздела, мы обнаружим еще один важный документ — правила взаимодействия специалистов при управлении полетом (OIP).

*Особенности взаимодействия территориально удаленных центров управления полетами при планировании.* При разработке технологии взаимодействия специалистов разных стран по управлению полетом МКС необходимо учитывать несколько факторов.

Во-первых, разницу в часовых поясах. Как правило, график работы специалистов по долгосрочному и краткосрочному планированию совпадает с графиком работы в каждой конкретной стране. Поэтому необходимо было создать механизм взаимодействия групп планирования, при котором специалист может контактировать как с кураторами систем, научных экспериментов, руководством своего сегмента, так и с партнерами, находящимися по другую сторону океана.

Во-вторых, в каждом космическом агентстве существует административная структура, которая может отличаться от структуры партнеров. Это касается в первую очередь НАСА, где созданы два

центра управления: имени Джонсона в Хьюстоне – ЦУП-Х, ответственный за интеграцию операций, и имени Маршалла в Хантсвилле – POIC (Payload operations integration center), отвечающий за операции по полезной нагрузке. В России управление служебным бортом и научными экспериментами происходит из одного центра – ЦУП-М.

В ЦУП-Х осуществляется интеграция всех поступивших файлов с планами в единый файл, который также помещается на Dtop Box. Обнаруженные при интеграции конфликты разрешаются на теле- и видеоконференциях международной группы планирования.

Организация взаимодействия международных партнеров при разработке планов разного уровня имеет свои специфические особенности.

На разработку интегрированного номинального плана полета (НПП) (на одну экспедицию) отводится несколько месяцев. В течение этого времени разрабатывают регламентирующие документы для планирования, заполняют базу данных, формируют предварительный вариант плана. Полученный вариант проходит экспертную оценку и оптимизируется. В нем устраняют выявленные конфликты. В результате получаются НПП, которые записывают в экспортный файл.

На создание краткосрочного плана отводится одна неделя. В течение этого времени специалисты по планированию разрабатывают и интегрируют недельный план двумя итерациями. Разработка и интеграция СП также проходит две стадии: предварительную и финальную.

В случае обнаружения расхождений между российским и американским бортовыми планами полета они должны быть устранены в реальном масштабе времени после обсуждения российским сменным руководителем полета (СРП) РС МКС с руководителем полета МКС (ISS FLIGHT). В процессе обсуждения стороны принимают решение о необходимости составления заявки на перепланирование (см. выше).

Перепланирование краткосрочного плана – это процесс внесения изменений в утвержденные планы и соответственно в сформированные на их основе российский и американский бортовые планы и детальный план полета. Изменения должны быть представлены в форме заявки на перепланирование (PPCR) и утверждены до внесения в план.

Подача формы заявки PPCR представляет собой единственный официальный способ внесения изменений при обмене между ЦУП-М и ЦУП-Х.

В соответствии с принятым регламентом для любого запроса на изменение (CR – Change request), который должен быть рассмотрен для исполнения применительно к операциям на МКС в установившемся режиме, совместным операциям МКС – КК «Шаттл» либо МКС – ТК «Союз», заявка PPCR должна быть получена ответственным по планированию операций, находящимся в Хьюстоне, или российским, находящимся в Москве. Любой запрос CR на изменение, не доставленный одной из сторон, не принимается к исполнению.

Предложенная и отработанная на ранних этапах полета МКС технология взаимодействия при разработке планов российского и американского сегментов не потребовала принципиальных изменений, когда к управлению МКС присоединялись другие партнеры. Это подтвердилось при краткосрочных полетах экспедиций посещения с участием астронавтов европейского, бразильского и японского космических агентств.

## 19.4. СОВМЕСТНОЕ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА СТАНЦИИ

В число задач БНО полета МКС входят стандартные операции, адаптированные к условиям управления объектом, эксплуатируемого несколькими партнерами:

- определение баллистического вектора состояния станции для его использования всеми ЦУП в решении некоторых автономных задач, а также взаимного дублирования ими расчетов, касающихся МКС в целом;
- расчет стандартной баллистической информации, необходимой для планирования полета и его КПО и КДО;
- выработка так называемой высотной стратегии полета, определяющей высотный профиль, оптимальный с точки зрения энергетических затрат станции при соблюдении ограничений, накладываемых на параметры орбиты на различных этапах полета; определение параметров маневров, необходимых для реализации стратегии;
- установление необходимости выполнения маневров уклонения от столкновения с космическим мусором и определение их требуемых параметров;

- расчет параметров сближения со станцией кораблей и модулей, доставляемых на сборку;
- расчет параметров спуска (схода) с орбиты космических кораблей после их отстыковки от станции.

На этапе подготовки к полету МКС между российской и американской баллистическими службами был согласован ряд основополагающих данных, необходимых для проведения расчетов в ходе решения указанных выше задач. К их числу относятся модель гравитационного поля Земли, ее основные параметры, параметры геоида, система координат, в которой проводят расчеты движения, используемые шкалы времени (всемирное, координированное), разница и скачки времени. Обеими сторонами принята одинаковая динамическая модель атмосферы, учитывающая геомагнитные возмущения Земли и флуктуации активности Солнца.

Также были сверены российские и американские модели движения, согласованы методы интегрирования уравнений движения, методы интерполяции, учета влияния Луны и Солнца на движение центра масс станции, расчета вариаций и положения орбиты МКС в пространстве. Согласована общая терминология для выпуска документации, общения и переписки.

Для каждого этапа полета установлены требования к обмену баллистической информацией между ЦУП, согласованы форматы передаваемых данных. Были также разграничены сферы ответственности сторон. Так, например, вектор состояния станции рассчитывает ЦУП-М на основании траекторных измерений, выполняемых российскими средствами, а ЦУП-Х осуществляет его грубый контроль с использованием своих средств. За предупреждение столкновения станции с космическим мусором отвечает американская сторона, определяя возможное время и вероятность столкновения с выдачей этой информации в ЦУП-М. Маневры уклонения выполняются средствами РС МКС при управлении из ЦУП-М.

Расчет параметров спуска с орбиты космических кораблей и его реализацию каждая сторона осуществляла самостоятельно. Однако и на этих этапах полета существовала точка соприкосновения, заключавшаяся в согласовании координат запасных районов приземления кораблей «Союз» на территории партнера, а также в оперативной выдаче партеру данных, необходимых для организации поиска и эвакуации экипажа в случае аварийного приземления на запасной полигон.

## 19.5. ИНФОРМАЦИОННЫЙ ОБМЕН

Для информирования о действиях на сегментах (модулях) партнеров, а также использования средств партнеров в целях управления собственным сегментом ЦУП партнеры обмениваются разными видами информации. Рассмотрим подобный обмен на примере взаимодействия ЦУП-М и ЦУП-Х.

Для взаимодействия ЦУП-М и ЦУП-Х при управлении полетом МКС создана специальная наземная информационная сеть, которая обеспечивается за счет линий связи (внешних интерфейсов) между российским и американским наземными комплексами и ряда внутренних интерфейсных средств, работающих в рамках каждой наземной системы и служащих для передачи и приема разных данных.

Внутренние интерфейсы позволяют каждому НКУ обрабатывать и контролировать содержание и формат данных, а также последовательность обмена. По внешним интерфейсам ЦУП-М и ЦУП-Х обмениваются следующими типами обработанной ими информации: командно-программной, телеметрической, телевизионной, речевой, баллистической, планирования, пользовательской в виде файлов общего назначения. Обмен по каждому интерфейсу реализуется с помощью специальных организационных, технических и программных средств.

Основная связь между ЦУП-М и ЦУП-Х обеспечивается трансатлантическим каналом с пропускной способностью 2048 Мбит/с, включающим следующие интерфейсы:

- а) критически важных для управления полетом МКС данных – команды, телеметрическая, голосовая и видеоинформация;
- б) передачи файлов;
- в) среды комплексной проверки программного обеспечения;
- г) Российской региональной группы управления в ЦУП-Х и Хьюстонской группы поддержки в ЦУП-М;
- д) каналов голосовой связи, не являющихся критически важными для полета.

Резервирование в сети обеспечивается только для средств передачи данных и голосовой связи, отнесенных к категории критически важных для полета.

Между Хьюстоном и Москвой существуют также две дополнительные трансатлантические линии. Этот интерфейс используется в основном для передачи данных, не относящихся к полетам (для

телефонной связи, электронной почты, телеконференций). Однако в случае выхода из строя основной и резервной линий основного интерфейса, критически важных для полета, передача этих данных и голосовая связь автоматически переключаются на существующие дополнительные каналы, что позволяет продолжить поддержку операций. Пример распределения пропускной способности канала передачи критически важных для полета данных приведен ниже:

*Распределение пропускной способности канала связи, кбит/с*

|                                                                          |      |
|--------------------------------------------------------------------------|------|
| Сетевой мультимплексор .....                                             | 83   |
| Критически важные для полета данные .....                                | 640  |
| Критически важные для полета каналы голосовой<br>связи (14 каналов)..... | 96   |
| Некритичные для полета данные .....                                      | 640  |
| Некритичные для полета каналы голосовой<br>связи (36 каналов).....       | 288  |
| Общая пропускная способность.....                                        | 2048 |
| Суммарная нагрузка.....                                                  | 1747 |
| Остающаяся пропускная способность.....                                   | 301  |

Поскольку обмен телеметрическими данными, командами и голосовой информацией является достаточно важным с точки зрения управления полетом МКС, на этих интерфейсах остановимся подробнее.

**Интерфейс обмена голосовой информацией.** Между ЦУП-Х и ЦУП-М действуют 48 каналов голосовой связи, используемых во время тренировок и при проведении операций с МКС, кораблями «Шаттл» и «Союз», управляемых в реальном времени. 14 каналов голосовой связи имеют высокий приоритет и восстанавливаются в течение не более 15 мин после отказа. Если канал с высоким уровнем приоритета не восстанавливается, для информационного обмена используют резервный канал голосовой связи. 34 канала голосовой связи имеют низкий уровень приоритета и восстанавливаются в течение не более трех часов после отказа.

Специалисты ЦУП-М и ЦУП-Х для выяснения работоспособности проводят проверки каждого канала голосовой связи до выполнения любых совместных плановых операций. В случае потери связи по всем каналам специалисты ЦУП-М и ЦУП-Х используют телефонные линии сети.

Голосовая связь с РС МКС может поддерживаться через российскую систему наземных станций в диапазоне УКВ, систему связи АС МКС в S-диапазоне или через интерфейсный блок корабля «Шаттл».

Голосовая связь с АС МКС осуществляется через спутниковую сеть TDRSS в S-диапазоне, как резервная может быть использована связь через российские наземные станции в диапазоне УКВ.

**Интерфейс обмена командно-программной информацией.** Команды для РС могут передаваться на борт через российскую систему наземных станций, систему связи в S-диапазоне или через интерфейсный блок кораблей «Шаттл». Средством передачи команд на борт РС служит российская наземная система слежения.

Основное командное управление системами РС осуществляется путем выдачи команд с Земли из ЦУП-М через радиосистему «Регул» служебного модуля (СМ). На случай отказа системы «Регул» предусмотрено командное управление через радиосистему «Компарус».

Резервное управление системами РС организуется с использованием американских ресурсов. При переходе на резервную схему управления команды могут выдаваться как из ЦУП-М, так и из помещения Российской региональной группы управления (РРГУ), находящейся в ЦУП-Х. Системы в ЦУП-Х могут быть переведены в конфигурацию, позволяющую принимать команды для РС из ЦУП-М или из РРГУ, но не одновременно. После приема команд из ЦУП-М или РРГУ осуществляется их пересылка из ЦУП-Х через спутниковую сеть спутников TDRSS на бортовую систему связи АС в порядке поступления. Эти команды незамедлительно передаются с американского на российский сегмент.

Основное управление системами АС осуществляется выдачей команд с Земли из ЦУП-Х через спутниковую сеть TDRSS. Резервное управление системами АС организуется путем передачи команд из ЦУП-Х с использованием российских ресурсов. Команды для АС передаются из ЦУП-Х в ЦУП-М в виде файлов, содержащих заранее запланированный пакет для СМ, или в виде команд управления в реальном времени. В таких командных файлах содержится информация по командам, предназначенным для выдачи на борт АС в запланированное время.

В штатном режиме работы любые операции, выполняемые на МКС по командам с Земли, должны проводиться после предварительного совместного согласования между ЦУП-Х и ЦУП-М. Обыч-

но это согласование происходит во время составления недельного плана. Все операции МКС, выполняемые по командам с Земли, документируются как в недельном, так и в суточном плане. В нештатных ситуациях ЦУП-М и ЦУП-Х могут выдавать команды на орбитальные сегменты через свои основные системы связи без предварительного согласования. В таких случаях центр управления второй стороны должен быть уведомлен в кратчайшие сроки.

**Интерфейс обмена телеметрической информацией.** Данные РС могут быть переданы с борта непосредственно в ЦУП-М через собственную систему наземных станций или в составе потока через средства американского сегмента. В случае необходимости пакеты данных российской телеметрии могут проходить через АС и по каналу борт – Земля передаваться через систему спутников TDRSS в ЦУП-Х. В ЦУП-Х пакеты данных телеметрии РС направляются в локальную вычислительную сеть и затем на сервер внешних интерфейсов, откуда передаются в ЦУП-М через объединенную служебную информационную сеть НАСА (см. рис. 19.2). Телеметрическая информация РС, переданная на Землю через собственные НИП, служит основой телеметрии РС МКС.

Данные телеметрии АС могут быть переданы на Землю по каналу борт – Земля через систему S-диапазона или интерфейсный блок корабля «Шаттл». Данные телеметрии, передаваемые через систему S-диапазона, через сеть американских спутников-ретрансляторов (TDRSS) поступают в ЦУП-Х для обработки. Если пакеты данных телеметрии АС передаются на Землю по каналу борт – Земля через CM РС МКС, они принимаются в ЦУП-М и отделяются от всего потока данных для пересылки в ЦУП-Х через сервер внешних интерфейсов ЦУП-М. Когда КК «Шаттл» пристыкован к МКС, данные телеметрии АС через интерфейсный блок корабля вместе с данными телеметрии «Шаттла» передаются по каналу борт – Земля посредством сети TDRSS в ЦУП-Х, отделяются от остальных данных и обрабатываются. При этом основным средством передачи телеметрической информации с борта АС МКС на Землю является система связи в S-диапазоне.

**Интерфейс обмена телевизионной информацией.** В обмене видеоинформацией между ЦУП-М и ЦУП-Х (рис. 19.4) существует следующая особенность – в американской системе телевидения используется формат NTSC, в российской – формат SECAM. По договоренности при обмене видеоинформацией между США и Россией преобразование видеосигнала в соответствующий формат осуществляется американской стороной.

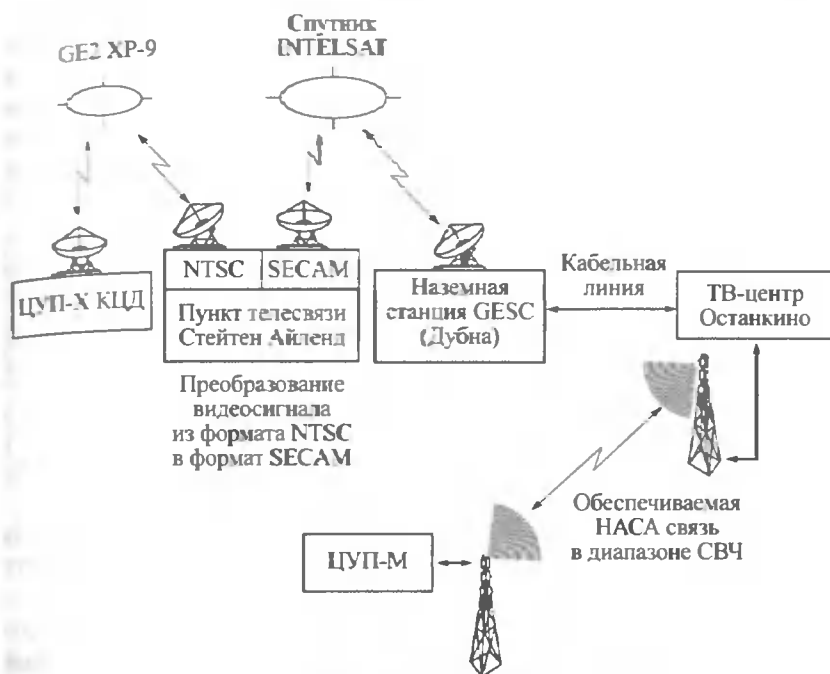


Рис. 19.4. Схема прохождения видеоинформации между ЦУП-Х и ЦУП-М

Существует два режима обмена видеоинформацией между ЦУП-М и ЦУП-Х. Российской ЦУП может передавать видеоинформацию в ЦУП-Х через СР либо посредством системы видеоконференции, американский имеет такие же возможности передачи видеоинформации в ЦУП-М.

## 19.6. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ В НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЯХ И СОГЛАСОВАНИЕ ПРАВИЛ ВЫХОДА ИЗ НИХ

В процессе управления полетом возможно возникновение различных НС как на РС, так и на АС МКС. Для работы в НС выработана и согласована определенная последовательность действий.

Если решение о действиях на своем сегменте принимается владельцем оперативно и эти действия влияют на сегмент партнера, то это решение согласовывается следующим образом:

– в случае НС на одном из сегментов, опасной для МКС в целом и (или) ее экипажа, ЦУП, управляющий этим сегментом, в кратчайшие сроки информирует другие ЦУП: при этом руководитель полета (РП) аварийного сегмента полномочен и несет ответственность за принятие любых мер, необходимых для обеспечения безопасности экипажа и МКС;

– при неисправностях или отклонениях, возникших на одном из сегментов, которые не влияют на операции всей станции, но требуют быстрой реакции, РП сегмента имеет право принимать необходимые меры без предварительного согласования с группой руководства полетом МКС, однако должен информировать ее в кратчайшие сроки.

Для обеспечения резервного управления своими сегментами российская и американская стороны обладают следующими возможностями:

– в случае нарушения связи со своим сегментом – съем телеметрии и выдача команд по критическим функциям сегмента через наземные и орбитальные системы партнера;

– при утрате ЦУП-М возможности управления полетом своего сегмента все задачи решаются Российской региональной группой управления, находящейся в ЦУП-Х, с обменом информацией между РРГУ и РС через американские наземный и орбитальный сегменты. Резервное управление американским сегментом в аналогичной ситуации осуществляется Хьюстонской группой поддержки, работающей в ЦУП-М, с использованием российских наземного и орбитального сегментов.

Если ЦУП-М не имеет связи с ЦУП-Х и существуют свидетельства того, что ЦУП-Х больше не обеспечивает выдачу команд и управление, то ЦУП-М берет на себя ответственность за общую безопасность и операции, а Хьюстонская группа поддержки – ответственность за АС и управляет его полетом через российские наземный и орбитальный сегменты, взаимодействуя непосредственно с РП ЦУП-М.

Аналогично, если ЦУП-Х не имеет связи с ЦУП-М и есть свидетельства того, что ЦУП-М больше не обеспечивает выдачу команд и управление, ЦУП-Х берет на себя ответственность за общую безопасность и операции, а РРГУ – ответственность за РС и управляет его полетом через американские наземный и орбитальный сегменты, взаимодействуя непосредственно с РП ЦУП-Х.

Действия, основанные на представленных принципах, позволяют максимально использовать возможности партнера и тем самым повысить надежность выполнения операций на МКС в целом.

## 19.7. ОРГАНИЗАЦИЯ ТРЕНИРОВОЧНОГО ПРОЦЕССА СЛУЖБ ЦЕНТРОВ УПРАВЛЕНИЯ

Для подготовки специалистов групп управления ЦУП-М проводит обучение персонала НКУ и его тренировки. Обучение и тренировки проводятся с целью поддержания профессиональных навыков персонала и отработки задач конкретной экспедиции.

Подготовка персонала управления РС МКС складывается из следующих этапов:

- базовой подготовки (проводится однократно для специалистов, вновь принятых на работу);
- углубленной подготовки специалистов, готовящихся к особо ответственным операциям;
- специальной подготовки специалистов, включенных на конкретные должности в состав смен ГОГУ;
- поддержания навыков в процессе управления полетом.

Подготовка персонала состоит из следующих работ:

- самоподготовки;
- подготовки в специализированных классах;
- занятий на рабочем месте (стажировка);
- тренировок.

В организации и проведении обучения и тренировок специалистов групп управления принимают участие сотрудники специализированной группы подготовки персонала, специалисты – разработчики систем МКС, руководители оперативных подразделений, инструкторы, во время тренировок выполняющие роль экипажа.

Основным видом подготовки персонала являются тренировки в составе оперативных смен. Такие тренировки наиболее приближены к реальному полету, проходят с максимальным привлечением средств моделирования и поэтому способствуют выработке необходимых навыков у специалистов управления. Классификация тренировок персонала ЦУП-М такова: автономные тренировки смен; тренировки ЦУП с экипажами; совместные комплексные тренировки с ЦУП международных партнеров.

Тренировки управления новым модулем МКС должны заканчиваться не ранее чем за два месяца до начала полета во избежание утраты персоналом управления приобретенных навыков. Каждой смене необходим полный объем тренировок по всем новым типовым суточным планам полета. При этом проводят две тренировки по штатной циклограмме полета, еще одну с введением критических НС, затем зачетную – тоже с НС, менее сложными, чем предыдущие. В случае необходимости по результатам ранее проведенных проводят дополнительные тренировки.

Тренировки для обеспечения полета очередного ТК «Союз» или ГК «Прогресс» проводят обычно не ранее, чем за две недели до начала полета. По объему и содержанию они аналогичны тренировкам по новым модулям. Поскольку старты «Союзов» и «Прогрессов» достаточно часты, то эти тренировки необходимы для поддержания навыка и могут быть сокращены в допустимой степени, так как персонал непрерывно обеспечивает штатное управление полетом.

Тренировки с целью восстановления навыка управления бортовыми системами при выполнении специальных, редко выполняемых операций, таких как, например, внекорабельная деятельность, некоторые ремонтные работы, проводят незадолго до планируемого срока осуществления этих операций. Тренировки по действиям в аварийных ситуациях проводят периодически, например, раз в два-три месяца.

Существующая в ЦУП-М практика анализа статистических данных по характеру ошибок, допускаемых специалистами управления, причин и последствий этих ошибок позволяет уточнять выработанную концепцию подготовки и создавать специальные методики, определять тематику и объем тренировок персонала, а также предлагать рекомендации по совершенствованию структуры ЦУП-М и методов управления КА.

Для допуска к работе по управлению полетом МКС проводится специальная сертификация персонала управления. Эта сертификация заключается в следующем.

Завершение базовой и углубленной подготовки и готовность специалиста к работе в составе оперативной смены определяется руководством группы, в которой он будет работать. После завершения запланированного объема специальной подготовки перед допуском к работе проводят квалификационные зачеты с оформлением соответствующих ведомостей и утверждением их у руко-

водства полетом МКС. Зачеты принимает специально созданная экспертная комиссия.

Заключительным этапом специальной подготовки является проведение тренировок в составе оперативной смены. После окончания каждой тренировки по специальной программе и программе поддержания навыка проводится их разбор с анализом действий персонала, выявлением замечаний к работе и определением необходимости повторения.

Российский ЦУП участвует в проведении совместных с международными партнерами многосегментных тренировок экипажей и персонала всех ЦУП, занятых на данном этапе в управлении полетом МКС.

Для проведения тренировок выпускают совместные программы-методики и график. Все участники тренировок придерживаются следующих принципов:

- каждая сторона проводит основную (общую) подготовку своих специалистов самостоятельно;
- совместные тренировки проводят для отработки взаимодействия персоналов ЦУП при выполнении конкретных полетных операций;
- наиболее ответственные совместные тренировки проводят не менее двух раз (штатная процедура и процедура с введением расчетных НС);
- для поддержания цикла внутренних тренировок партнеров могут привлекаться специалисты других ЦУП, что значительно повышает качество подготовки по взаимодействию персоналов управления полетом.

Совместным тренировкам подлежат наиболее ответственные операции, требующие взаимной координации и согласованных решений:

- управления каналами голосовой связи и средствами оперативного обмена информацией по интерфейсам ТМИ, КПИ, ТВ и др.;
- обеспечения начала каждого полета (сближение, стыковка, расстыковка);
- обеспечения безопасности экипажа и работоспособности МКС (например, тренировки по срочной эвакуации, проводимые периодически, и в обязательном порядке – после каждого изменения конфигурации станции);
- разовые операции и вновь разработанные сложные процедуры.

Таким образом, основное назначение совместных тренировок заключается в отработке связей и координации действий всех участников полета, выполнения операций, требующих объединенных усилий разных сегментов с использованием технических средств и программного обеспечения ЦУП партнеров как в штатных, так и в расчетных НС, влияющих на жизнеспособность станции и безопасность экипажа. Кроме того, целью тренировок является восстановление и закрепление навыков оперативной работы по совместным программам, эксплуатации систем, обслуживающих оба сегмента, взаимодействию с ЦУП партнеров.

### **19.8. ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ МКС**

На организацию КПУ МКС повлияли следующие особенности:

- каждый орбитальный сегмент (российский и американский), образующий МКС, имеет независимые бортовые и наземные системы управления, командные радиолинии;

- бортовые вычислительные системы российского и американского сегментов объединены интерфейсом, обеспечивающим обмен разнообразной информацией с целью совместного выполнения ряда функций в интересах любого сегмента и МКС в целом;

- в состав международного наземного комплекса входят два центра управления полетом – американский ЦУП-Х и российский ЦУП-М, которые управляют соответственно американским и российским сегментами МКС.

Указанные особенности построения МКС и системы управления ее полетом наложили свой отпечаток на систему КПУ РС МКС в основном по обеспечению резервного канала управления каждым сегментом с использованием бортовых и наземных средств передачи команд партнера. Построение средств командного управления с учетом такого решения позволяет существенно расширить возможности по передаче командной информации из ЦУП-М в БКАУ РС МКС и значительно повысить надежность за счет организации двух уровней резервного управления. В то же время это существенно усложняет технические и программные средства КПУ.

Как было сказано ранее, международный наземный комплекс МКС дает возможность резервного управления российским и американским сегментами станции. На рис. 19.5 изображена схема передачи командной и телеметрической информации РС МКС. Как видно из рисунка, существует возможность использования радиодлинны АС для передачи КПИ из ЦУП-М в РС через специальный интерфейс, связывающий в реальном масштабе времени два центра управления полетами.

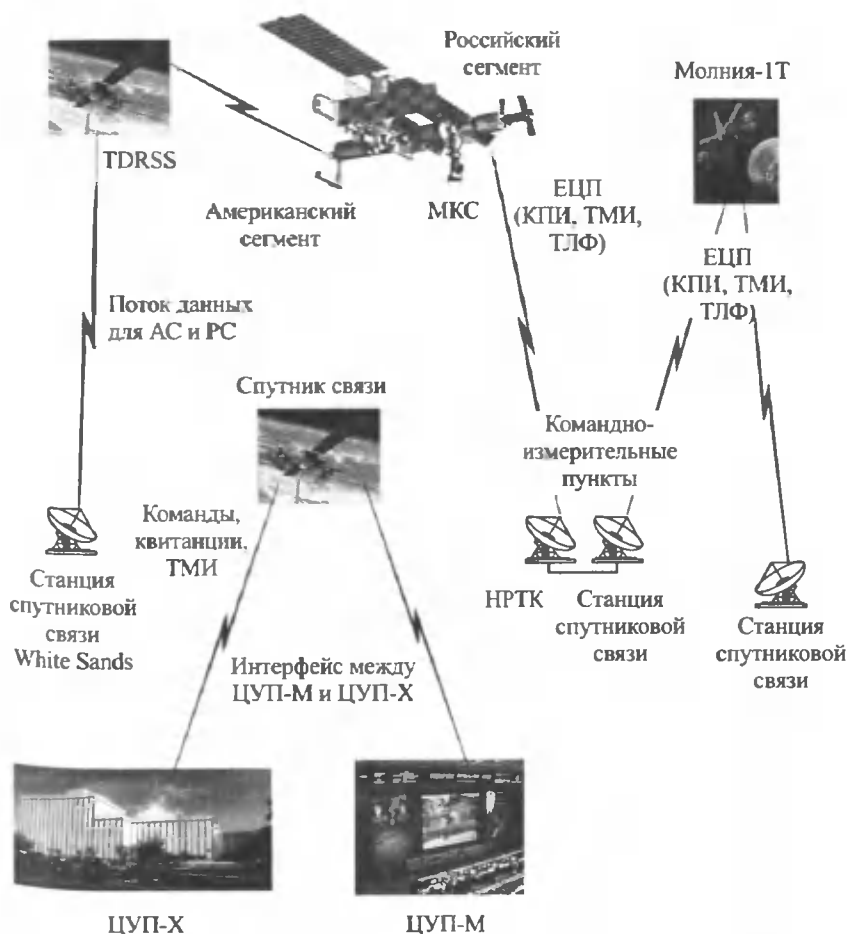


Рис. 19.5. Схема обмена КПИ при управлении полетом МКС

Данная схема является симметричной, что означает возможность обеспечения резервного управления как для российского, так и для американского сегмента МКС. Эта возможность была многократно использована в течение полета МКС. Так, сокращение числа спутников связи «Молния-1Т», обеспечивающих обмен КПИ, благодаря использованию резервного контура управления не уменьшило возможности проведения операций, выполняемых на борту РС. При использовании американских каналов связи во время выходов экипажа станции в открытый космос были случаи потери связи через спутники-ретрансляторы TDRS вследствие потери управления ориентацией МКС. Тогда работоспособность американских систем связи восстанавливалась путем выдачи команд по линии ЦУП-Х → ЦУП-М → российские системы связи → РС → МКС → АС МКС.

## **19.9. ПРИНЦИПЫ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОТЫ МЕЖДУНАРОДНЫХ ЭКИПАЖЕЙ**

На этапе сборки МКС ее экипаж состоял из двух-трех человек. На этапе эксплуатации численность экипажа возросла до шести человек. Независимо от принадлежности к различным космическим агентствам и выполняемых задач космонавты (астронавты), тренируются вместе и работают на орбите как единый интегрированный международный экипаж под руководством командира экспедиции МКС.

В зависимости от состава члены экипажа могут иметь следующие должности: командир МКС, бортинженер МКС и космонавт-исследователь МКС.

Члены экипажа экспедиции посещения (ЭП) ТК «Союз» во время пребывания на борту МКС сохраняют свои должности, а именно: командир ТК «Союз» ЭП, бортинженер ЭП, бортинженер-1 ЭП, бортинженер-2 ЭП, участник космического полета ЭП.

Доставка экипажей на орбиту осуществляется на кораблях «Союз» и «Шаттл». В табл. 19.1 рассмотрены возможные варианты доставки на МКС, а также спуска с орбиты в штатных и аварийных ситуациях экипажа, состоящего не более чем из трех человек.

Экипаж ТК «Союз» состоит из двух или трех человек. Номенклатура должностей экипажа ТК такова:

- командир корабля (КК),
- бортинженер (БИ),

- бортинженер-1 (БИ-1),
- бортинженер-2 (БИ-2),
- участник космического полета (УКП).

Таблица 19.1

## Варианты доставки на МКС и спуска с орбиты экипажа

| № варианта | Доставка на орбиту | Спуск с орбиты в штатной ситуации | Спуск с орбиты в аварийной ситуации |
|------------|--------------------|-----------------------------------|-------------------------------------|
| 1          | «Союз»             | «Союз»                            | «Союз»                              |
| 2          | «Союз»             | «Шаттл»                           | «Союз»                              |
| 3          | «Шаттл»            | «Шаттл»                           | «Союз»                              |
| 4          | «Шаттл»            | «Союз»                            | «Союз»                              |

На должности КК, БИ, БИ-1, БИ-2 назначаются профессиональные космонавты (астронавты). Для УКП это требование не является обязательным. Должность БИ-1 введена в основном для иностранных космонавтов (астронавтов), выполняющих полет на МКС. Бортинженер-1 самостоятельно выполняет штатные полетные операции (в соответствии с распределением функций) и действия в аварийных ситуациях, влияющих на безопасность экипажа (пожар, разгерметизация). В остальных НС он работает по указанию КК и ЦУП-М.

Должности БИ-2 и УКП предназначены соответственно для космонавтов (астронавтов) и непрофессиональных участников полета, проходивших подготовку в объеме, необходимом для работы в правом кресле ТК. Размещение членов экипажа при выполнении программы полета на ТК «Союз» подчиняется следующей схеме:

- КК – центральное рабочее место;
- БИ/ БИ-1 – левое рабочее место;
- БИ-2/ УКП – правое рабочее место.

Этап полета при нахождении на борту станции двух экипажей называется совместным полетом (начинается с момента входа экипажа, прибывшего на станцию, и заканчивается в момент ухода сменяемого). При смене экипажа на ТК «Союз» или замене корабля по истечении гарантийного срока эксплуатации ЭП (совместный полет двух кораблей) продолжительность совместного полета – до 6 сут. При смене экипажа МКС «Шаттлом» продолжительность совместного полета двух кораблей – до 10 сут.

На этапе совместного полета, при отсутствии аварийной ситуации, командиром орбитального комплекса является командир экипажа, находившегося на борту ранее.

Во время пребывания на борту МКС экспедиции посещения ТК «Союз» члены его экипажа работают под началом командира экипажа ЭП. Командир экипажа ЭП подчиняется командиру экипажа МКС. При аварийной ситуации командир экипажа МКС может отдавать приказы любому лицу, находящемуся на борту станции.

В случае аварийного спуска, на этапе совместного полета экипаж покидает станцию на корабле, на котором находятся его кресельные ложементы.

Подготовка экипажей к работе на МКС проводится циклами продолжительностью 4–6 недель на учебных базах партнеров и участников проекта.

За шесть недель до старта экипаж прибывает в страну, осуществляющую запуск, для проведения заключительного тренировочного цикла. Поездки в другие страны на этом этапе не рекомендуются. Ограничения на переезды связаны с медицинскими факторами.

В процессе пребывания на борту ТК экипаж осуществляет:

- контроль выполнения автоматических динамических режимов;
- выполнение ручных динамических режимов;
- контроль работы и состояния бортовых систем;
- эксплуатацию бортового оборудования;
- фиксацию фактического времени выдачи и прохождения команд;
- оценку времени, затраченного на выполнение полетных операций;
- контроль параметров СКДУ перед выполнением динамических операций и после него во время работы СКДУ на всех участках полета;
- проведение репортажей о выполнении программы полета на всех участках;
- передачу доклада в ЦУП-М о выполненных операциях, режимах и замечаниях по работе и эксплуатации бортовых систем.

При возникновении рассмотренной НС на борту как ТК, так и МКС, экипаж действует следующим образом:

- принимает меры по ее ликвидации в соответствии с рекомендациями бортовой документации;

- регистрирует НС и принятые меры;
- докладывает в ЦУП-М о НС и принятых мерах.

В случае возникновения нерассмотренной НС экипаж (при наличии связи с ЦУП и достаточного времени) докладывает о возникшей ситуации на Землю и действует по указанию ЦУП. При отсутствии связи с ЦУП экипаж выполняет следующее:

- выключает неисправную систему, если это не угрожает его безопасности и живучести корабля;
- оценивает и обеспечивает безопасность;
- регистрирует НС с возможно большим числом параметров состояния КА;
- докладывает в ЦУП-М о НС максимально подробно;
- действует по указаниям ЦУП-М.

Если в этом случае (при отсутствии связи с ЦУП) существует угроза безопасности экипажа и живучести станции, то командир экипажа самостоятельно принимает решение о действиях по выходу из НС.

В процессе полета экипаж принимает самостоятельные решения:

- по устранению нерассмотренной в бортовой документации НС и продолжению программы полета, если однозначно определены причина возникновения и метод устранения (особенно при угрозе безопасности экипажа или живучести корабля и недостатке времени на получение рекомендаций ЦУП);
- о срочном спуске при возникновении нерассмотренной НС, оцениваемой как опасная для жизни экипажа;
- о действиях по выходу из НС при отсутствии связи с ЦУП-М и угрозе безопасности экипажа и живучести корабля.

Если при работе на борту экипаж заметил, что допущена ошибка (несвоевременная выдача команд, пропуск команды, неправильная выдача команды), он должен доложить об этом в ЦУП и действовать по указанию с Земли. Экипаж должен по возможности дать ЦУП информацию, позволяющую выяснить причину ошибки (трудности в работе, неоднозначность инструкции или радиограммы, незргономичность изделия, плохое самочувствие или усталость, недостаточность подготовки).

В случае необходимости каждый член экипажа по указанию командира или ЦУП может выполнять любую работу, соответствующую уровню его квалификации. Не допускается выполнение

членом экипажа работ, по которым он не был аттестован. Исключения возможны только по решению руководителя полета после проведения дополнительной подготовки и инструктажа.

Основной функцией командира экипажа МКС является руководство и организация деятельности членов экипажа. Кроме того, в функции командира и членов экипажа входят:

- контроль и управление бортовыми системами и оборудованием, их обслуживание и ремонт;
- связь с ЦУП;
- действия в аварийных ситуациях;
- работа с грузами;
- выполнение научных экспериментов;
- внекорабельная деятельность.

Функции и ответственность членов экипажа определяются ЦУП и могут уточняться командиром экипажа в соответствии с квалификацией.

По системам МКС, полезным нагрузкам (ПН) и операциям (внекорабельная деятельность, использование робототехники, стыковка транспортных и грузовых кораблей) члены экипажа экспедиции могут иметь следующие квалификации:

- пользователь – *U* (user);
- оператор – *O* (operator);
- специалист – *S* (specialist);
- испытуемый (для ПН) – *Sub* (subject).

Члены экипажа могут иметь по разным системам неодинаковую квалификацию. Квалификация определяет набор задач, которые должен уметь выполнять член экипажа при работе с системой, операцией или ПН.

Квалификация *пользователя*, например, позволяет члену экипажа работать с данной системой, операцией, ПН в тех режимах, которые необходимы для выполнения поставленных перед ним задач полета. Предполагается, что каждая бортовая система, операция и ПН штатно обслуживаются другими членами экипажа, имеющими более высокую квалификацию.

При распределении квалификаций учитывают следующие факторы:

- принадлежность членов экипажа тому или иному сегменту;
- опыт выполнения полетов и подготовка;
- профессиональную специализацию;
- индивидуальные способности.

Задачи каждого члена экипажа по ПН при выполнении конкретного эксперимента определяются методикой эксперимента и могут уточняться в процессе подготовки. При распределении задач по ПН между членами экипажа предпочтение должно отдаваться национальной программе, что не исключает участия космонавтов (астронавтов) в работе с ПН партнеров.

С целью усиления мотивации и повышения эффективности деятельности экипажа в период предполетной подготовки и в полете распределяется ответственность за бортовое оборудование и выполнение операций, т. е. за состояние бортовой системы, результат операции.

Ответственным за систему, операцию, ПН назначается член экипажа, имеющий высшую квалификацию в данной области. Если два или более членов экипажа имеют высший уровень по одной и той же системе, операции, ПН, только один назначается ответственным. Ему планируют все работы по данной системе, операции, ПН, он ведет переговоры со специалистами ЦУП, специалистами-разработчиками по решению данной задачи, передает дела сменному экипажу. В процессе полета (по решению руководителя полета и согласованию с командиром экспедиции) допускается замена ответственного по конкретной системе, операции, ПН другим членом экипажа.

Каждая сторона назначает члена экипажа, который будет нести ответственность за свой сегмент в целом.

Для организации работ экипажа на борту МКС разрабатывают следующие документы:

- бортовой номинальный план полета;
- бортовой план полета на предстоящую неделю;
- бортовой план полета на предстоящие сутки.

В номинальном плане полета предусматривают основные события предстоящей экспедиции, работы, которые запланированы для экипажа данной экспедиции, программу научных экспериментов и исследований. С номинальным планом полета экипаж знакомится в процессе подготовки.

В плане на предстоящую неделю перечислены по дням все работы, которые предстоит выполнить экипажу. С этим планом экипаж знакомится в конце рабочей недели на 30-минутных еженедельных конференциях по планированию, проводимых со специалистами обоих ЦУП.

В плане на предстоящие сутки приводят работы, выполняемые каждым членом экипажа, с указанием времени их начала и окончания. С планом экипаж знакомится за сутки до начала работ. План работ на сутки передается на борт МКС в двух форматах: форма 24 (из ЦУП-М) и OSTP (on-board short-term plan) (из ЦУП-Х). Оба формата идентичны по содержанию и отличаются лишь формой представления информации.

Работа экипажа на борту МКС, как и на борту ТК, регламентируется бортовой документацией, радиограммами и указаниями руководителя полета ЦУП-М или уполномоченных им лиц с учетом функциональных обязанностей космонавтов и реальной обстановки. При этом указания руководителя полета или уполномоченных лиц имеют приоритет перед радиограммами, радиограммы – перед бортовой документацией. Радиограммы на борт могут передаваться в стандартизированном формате или в произвольной форме за сутки до предстоящих работ.

Существуют стандартизированные форматы радиограмм для передачи следующих данных:

- программы полета на предстоящие сутки (форма 24);
- расписания сеансов связи;
- времени включения СКДУ при срочном оставлении станции.

В радиограммах произвольной формы описывают в развернутом виде работы по программе полета на предстоящие сутки, перечисленные в форме 24.

Экипажу запрещается использовать незапланированное в программе полета оборудование (режим), собирать и включать в работу схему, отсутствующую в бортовой документации или радиограмме. Все изменения конфигурации бортовых систем, не предусмотренные документацией, должны быть согласованы с ЦУП.

Экипаж сообщает в ЦУП свои замечания и предложения по всем вопросам, связанным с эксплуатацией бортовых систем, подготовкой и выполнением программы полета, по содержанию и оформлению бортовой документации. Замечания и предложения передают в устной форме или с применением электронных средств связи. В случае возникновения у персонала управления вопросов по полученным замечаниям и предложениям экипаж должен дать необходимые разъяснения.

Подготовка, проводимая на борту экипажем для восстановления, поддержания и приобретения профессиональных навыков, при выполнении ответственных или новых полетных операций,

может быть плановой или санкционированной руководителем полета по просьбе экипажа, самостоятельной или с участием ЦУП. Она включает использование различных технических и методических средств.

Подготовка экипажа в ходе полета регламентируется совместными документами международных рабочих групп по организации бортовых тренировок, бортовой документацией, радиogramмами и указаниями ЦУП.

Спуск экипажей с орбиты осуществляется на ТК «Союз» или корабле «Шаттл». После возвращения на Землю экипаж встречается со специалистами по бортовым системам, управлению полетом и подготовке. На встречах обсуждаются замечания экипажа по бортовым системам, организации планирования работы экипажа на борту, взаимодействию со специалистами ЦУП во время полета, режиму труда и отдыха, замечания к бортовой документации, радиogramмам, передаваемым на борт, а также ошибки, допущенные экипажем. Обсуждения базируются на информации, зарегистрированной в ходе полета в ЦУП-М и ЦУП-Х. Встречи экипажа с российскими специалистами проводятся в России, а с американскими – в США.



## **Раздел 8**

# **УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ**



## **Глава 20**

### **ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ ПО ПЕРСПЕКТИВНЫМ КОСМИЧЕСКИМ ПРОГРАММАМ**

---

#### **20.1. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ПИЛОТИРУЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И СПЕЦИФИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МЕТОДАМ УПРАВЛЕНИЯ ИХ ПОЛЕТОМ**

К числу перспективных пилотируемых КА, начало разработки которых возможно уже в ближайшее время, относят в первую очередь корабли, станции и планетные базы, предназначенные для реализации новой лунной программы. В соответствии с разрабатываемой концепцией освоения Луны станции могут располагаться как на селеноцентрической орбите, так и в ближайшей к Луне точке либрации, планетные базы – в разных районах поверхности Луны. Лунные корабли предназначены для плановой транспортировки грузов и космонавтов между Землей, лунными станциями и базами, а также должны служить средством срочной эвакуации экипажей, работающих на этих станциях и базах. Другим проектом, который предполагается осуществить в первой половине XXI в., является пилотируемая экспедиция к Марсу [76, 88].

С ростом интенсивности пилотируемых космических полетов и началом реализации указанных программ станет актуальной задача спасения экипажей околоземных или лунных КА, терпящих бедствие, с применением специализированных кораблей-спасателей [61]. Кроме того, будут создаваться и новые околоземные орбитальные станции и корабли [42].

Указанные виды пилотируемых КА отличаются общей особенностью полета, заключающейся в невозможности или недопустимости срочного возвращения экипажа на Землю в критических НС.

В частности, невозможна эта операция для КА лунной и межпланетной программ из-за баллистических особенностей полета и недопустима – для кораблей-спасателей и КА специального назначения, приоритетной целью полета которых является выполнение поставленной задачи. Для лунных кораблей продолжительность операции аварийного возвращения к Земле может составлять до одной недели, в зависимости от точки траектории, где произошла авария. Для межпланетного корабля сокращение продолжительности полета с целью ускоренного возвращения к Земле существенно зависит от текущих баллистических условий (в том числе взаимного расположения Земли и планеты-цели) и энергетических возможностей конкретного корабля – характеристик двигательной установки и запасов топлива, вызывающих необходимость продолжения полета при возникновении любых НС. К системе управления полетом названных КА предъявляют повышенные требования, касающиеся способности обнаружения и оперативного парирования ситуаций, связанных с аномалиями как в объекте, так и в самой системе управления.

Для пилотируемого межпланетного корабля (ПМК) и ПКА лунной программы характерна также повышенная длительность прохождения радиосигналов между ними и наземными станциями слежения, снижающая эффективность управления с Земли и подлежащая обязательному учету при управлении полетом. Для ПМК эта длительность составляет до 21 мин в одну сторону. Для лунных ПКА задержка сигнала (до 1,3 с) менее критична, но тем не менее требует учета.

Полет ПМК обладает и рядом других особенностей, отличающих его от околоземных.

Управление полетом кораблей-спасателей и орбитальных КА специального назначения будет иметь следующую специфику: 1) при оценке качества системы и методов управления полетом критерий полноты достижения цели будет превалировать над критерием безопасности экипажа; 2) должна быть предусмотрена возможность длительного, в том числе от старта до приземления, функционирования КА в автономном режиме; 3) должен быть обеспечен обмен управленческой и целевой информацией между КА и НКУ в высокоскоростном режиме короткими сеансами связи.

Разработка методов управления полетом перспективных ПКА требует учета указанных особенностей. Представляется целесооб-

разным создание методологии и системы управления полетом, содержащих универсальные модули, пригодные для использования в разных перспективных космических программах, включая управление кораблями и орбитальными станциями следующего поколения.

В настоящей главе предпринята попытка осветить основные проблемы управления перспективными пилотируемыми КА и возможные пути их решения. Конкретное же детальное решение этих проблем представляется предметом дальнейшей работы специалистов в области пилотируемой космонавтики и, надеемся, читателей этого пособия.

## 20.2. ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Развитие методов управления полетом, начиная с корабля «Восток» по настоящее время, определялось последовательным возрастанием сложности решаемых задач и соответственно программ полета и самих аппаратов как объектов управления. Кроме того, оно мотивировалось необходимостью совершенствования этих методов, направленного на повышение эффективности управления полетом, и подкреплялось опытом, приобретаемым в ходе эксплуатации КА. Существенное влияние на этот процесс оказывали и ограничения, накладываемые текущим уровнем развития технических средств, необходимых для управления полетом.

Анализируя описанные в § 2.1 (ч. 1) этапы эволюции методов и средств управления пилотируемыми космическими полетами, можно отметить тенденции, определившие их развитие до настоящего времени и направленные на достижение следующих целей:

- расширение относительной величины  $\bar{t}_c$  периода времени, в который обеспечивается управление полетом со стороны НКУ ( $\bar{t}_c$  – величина, равная  $t_c t_f^{-1}$ ;  $t_c$  – суммарная длительность периодов взаимной радиовидимости КА и НКУ за весь полет;  $t_f$  – продолжительность полета);

- расширение возможностей решения задач управления полетом на борту за счет совершенствования средств БКАУ, а также средств контроля и управления КА экипажем;

- автоматизация ряда операций процесса управления полетом;
- совершенствование методологии планирования полета, разработка общих правил и ограничений, методов оптимизации плана;
- развитие методов и средств моделирования процесса с целью поддержки планирования полета и диагностирования аномалий, а также повышения надежности исполнительных функций системы управления полетом;
- внедрение методов управления, предусматривающих ввод ЦУП в БКАУ плана полета на длительный период с дальнейшей автоматической реализацией на борту КА;
- совершенствование методов и средств информационного обеспечения полета, включая создание расширенных баз данных;
- иерархическая организация структуры управления полетом посредством разделения на два уровня: а) принятия решений и планирования, б) исполнительный;
- развитие методов одновременного управления комплексом КА в рамках общей программы;
- разработка методов и организационных мер совместного управления из нескольких центров космическими комплексами, состоящими из элементов, принадлежащих разным партнерам.

Обобщение и оценка накопленного опыта управления полетами КА, создания методов и средств управления, оценка существующих тенденций развития, а также анализ перспективных целей пилотируемой космонавтики и путей достижения позволяют определить направления следующего этапа их развития.

Для удовлетворения требований, обусловленных спецификой перспективных КА, и повышения эффективности процесса управления полетом необходимо развитие по следующим направлениям.

1. Обеспечение возможности полностью автономного управления полетом КА экипажем и БКАУ без НКУ или в отсутствие связи с ним [44, 81]. Такое условие предусматривалось на всех КА, начиная с корабля «Восток», но только в отношении операций, связанных с безопасностью экипажа и выполнением некоторых наиболее важных задач полета. Меры, направленные на решение этой проблемы, должны гарантировать надежное достижение цели полета КА и его безопасность в условиях отсутствия связи с НКУ. Кроме того, в будущем при одновременном проведении большого числа полетов КА постоянное сопровождение каждого из них средствами НКУ окажется трудноразрешимой и дорогостоящей

задачей. В таких условиях подключать НКУ к управлению полетом КА целесообразно только на наиболее сложных и ответственных этапах, в НС, а также при необходимости обмена информацией и глубокого контроля их состояния. При этом, безусловно, будет поддерживаться связь между ПКА и центрами сбора целевой информации на Земле.

2. Повышение эффективности работы экипажа КА и персонала ГОГУ, являющегося интеллектуальным ядром системы управления, путем расширения его возможностей. Эта задача может быть решена посредством освобождения от рутинных функций, их автоматизации, рациональной организации работы персонала, а также применения современных программно-технических средств поддержки интеллектуальной деятельности.

3. Повышение управляемости и наблюдаемости параметров состояния КА за счет возможности доступа управляющими воздействиями как к режимам работы систем КА, так и к их элементам, а также расширения пропускной способности и быстродействия средств наблюдения и оценивания, входящих в систему управления полетом, с охватом как можно большего числа параметров.

4. Обеспечение надежности функционирования системы управления полетом, реализуемое одновременно двумя путями: во-первых, за счет повышения аппаратной и программной безотказности звеньев и, во-вторых, за счет повышения устойчивости системы к аномалиям в ее структуре путем рациональной организации взаимодействия основных управляющих звеньев и взаимного резервирования их функций на случай наступления недееспособности некоторых звеньев.

Опыт эксплуатации пилотируемых орбитальных кораблей и станций и анализ специфики полета перспективных КА свидетельствуют о том, что при разработке системы и методов управления полетом КА следует соблюдать принцип: каким бы малым значением ни оценивалась априори вероятность потери одним из управляющих звеньев его дееспособности или нарушения взаимодействия между звеньями, такая возможность принимается во внимание и должны быть предусмотрены соответствующие меры по обеспечению надежности управления полетом. Такого рода меры, как указано в гл. 1, заключаются в обеспечении возможности выполнения каждым управляющим звеном (экипаж, БКАУ и НКУ) всех функций системы управления полетом, в поддержании постоянной готовности каждо-

го звена к работе с повышенной нагрузкой при наступлении недееспособности других звеньев и его своевременном переходе в новый режим работы в случае возникновения такой ситуации.

### **20.3. РАЗВИТИЕ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ И ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ**

Основные соображения, касающиеся путей дальнейшего развития методов управления пилотируемыми полетами с учетом указанных тенденций этого процесса, сводятся к следующему.

**1. Обеспечение автономного управления полетом КА.** Следует напомнить, что возможны три варианта управления автономным полетом КА:

- экипаж КА и БКАУ (см. субконтур 1 на рис. 1.5);
- экипаж (см. субконтур 4 на рис. 1.5);
- БКАУ (см. субконтур 5 на рис. 1.5).

В первых двух вариантах для перспективных КА всех типов должно быть обеспечено достижение цели полета с последующим возвращением экипажа на Землю. В третьем варианте достижение цели полета и возвращение экипажа должно быть предусмотрено только для корабля-спасателя и КА специального назначения. Для межпланетных и лунных кораблей в подобном случае приоритетным является возвращение на Землю.

Основываясь на материалах предыдущих глав, можно утверждать, что эти задачи решаемы. При этом управление полетом КА может выполняться экипажем и БКАУ следующим образом.

**Возможности экипажа.** Для надежного оперативного выполнения экипажем функций управляющего звена, особенно при отсутствии связи с НКУ или наступлении недееспособности БКАУ, он должен использовать ряд *программно-технических средств поддержки* своей деятельности. К числу таких средств следует отнести персональные ЭВМ, объединенные в автономную (независимую от БКАУ) локальную вычислительную сеть (ЛВС), нейрокомпьютер, предназначенный для автоматической диагностики неисправностей, и систему искусственного интеллекта для выявления причин возникновения НС и поиска решений по выходу из них.

*Планирование полета* может выполняться экипажем в соответствии с методами, описанными в гл. 6. При этом все необходимые баллистические данные экипаж должен рассчитывать на персональных ЭВМ или вычислительных средствах БКАУ, используя навигационные параметры, полученные посредством ручных или автоматических измерений. В течение некоторого времени после перехода в режим автономного полета (без участия НКУ) экипаж для указанных целей может использовать и баллистический вектор состояния, переданный НКУ до прекращения связи с КА.

Для помощи экипажу в оперативном и эффективном планировании полета ПО БКАУ и ПЭВМ должно включать систему автоматизированного планирования полета (САПП), кратко описанную в § 6.4. Алгоритмы формирования и проверки плана базируются на принципах, изложенных в гл. 6.

Если БКАУ работоспособен, планирование полета выполняется космонавтами с помощью его вычислительных средств. Преимущество САПП, установленной в БКАУ, перед реализуемой в персональных ЭВМ экипажа, заключается в возможности быстрого использования более обширной информации о состоянии корабля (получаемой автоматически от системы бортовых измерений), поскольку в САПП ПЭВМ такая информация будет вводиться космонавтами вручную по показаниям СОИ. План автономного полета, разрабатываемый на борту, должен опираться только на располагаемые возможности экипажа и БКАУ как управляющих звеньев, обеспечивающих его реализацию, включать только те полетные операции, которые могут быть выполнены без участия НКУ. Если БКАУ неработоспособен, экипаж использует вычислительные ресурсы ПЭВМ, учитывая в разрабатываемом плане отсутствие БКАУ в контуре управления полетом.

*Управлять работой бортовых систем* ПКА для выполнения плана полета экипаж может как с использованием БКАУ, вводя в него соответствующие задания, так и выдавая команды с пульта ручного управления (см. ПК на рис 1.5) через резервные коммутационные приборы (РКП).

*Контроль полета* в непрерывном режиме осуществляет БКАУ, если он дееспособен. При этом экипаж выполняет периодический контроль. Такое участие космонавтов в контроле полета обеспечивает проверку и подстраховку работы БКАУ, тренировку готовности к самостоятельному непрерывному контролю при отказе

БКАУ, а также поддержание представления о реальном состоянии ПКА. Необходимо, чтобы периодический контроль выполняли поочередно все члены экипажа.

Во всех вариантах участия экипажа в управлении он должен проводить диагностику неисправностей и давать общую оценку полета. Для повышения эффективности выполнения этих функций и при подготовке решений по выходу из возникающих НС существенную помощь может оказывать система искусственного интеллекта.

Наиболее серьезной нагрузкой для экипажа КА станет контроль полета, выполняемый с целью обнаружения НС, если он окажется единственным дееспособным звеном системы управления. В этом случае для непрерывного круглосуточного контроля полета, экипаж КА должен работать в три смены (рис. 20.1). Следует отметить, что соблюдение такого режима длительное время при экипаже менее шести человек весьма проблематично, поэтому должны быть изысканы меры, позволяющие обеспечить надежное управление полетом без превышения норм загрузки космонавтов (см. § 21.5).

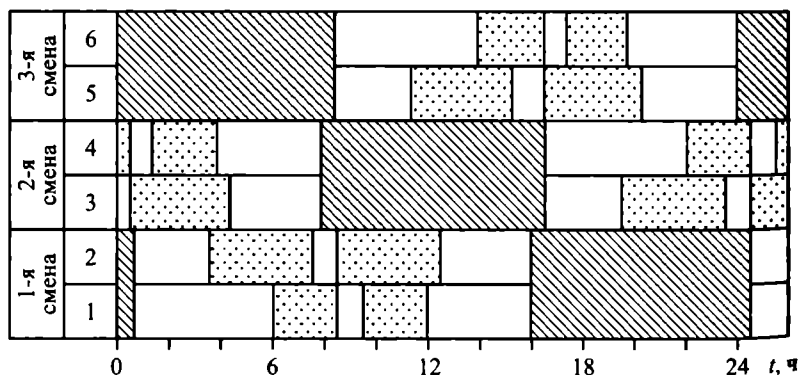


Рис. 20.1. График трехсменной круглосуточной работы экипажа ПКМ численностью шесть человек

Учитывая ограниченную пропускную способность экипажа в обработке информации и значительное число параметров, подлежащих контролю, необходимо предложить следующие меры, обеспечивающие эффективное выполнение этой функции.

Все контролируемые параметры следует разделить на четыре уровня в соответствии с принципами, изложенными в § 15.1. Экипаж должен постоянно контролировать те параметры первого уровня, которые позволяют обнаружить возникновение рассмотренных НС или тенденцию к ним. При этом параметры, связанные с опасными и быстротекущими НС, наблюдаются с более высокой частотой, чем прочие. Назовем эту группу параметров *первоочередной*. Наблюдение параметров, позволяющих контролировать выполнение текущей полетной операции и команд, проводится космонавтами по ходу операции или в процессе выдачи команд. Параметры третьего уровня иерархии, предложенной в § 15.1, используют только при обнаружении какой-либо аномалии для уточнения складывающейся НС и выявления причины возникновения. Четвертый уровень контролируется экипажем только в случае необходимости при наличии времени.

Контроль первой группы параметров, очевидно, должен проводиться в виде периодически повторяющихся циклов, продолжительность и частота которых, с одной стороны, позволили бы своевременно обнаружить аномальные ситуации, с другой – соответствовали эргономическим нормам [20, 67, 95]. Между двумя смежными циклами необходимо предусмотреть перерыв для отдыха. Интервал времени  $t_{\text{период}}$  между двумя последовательными наблюдениями какого-либо параметра внутри цикла контроля должен устанавливаться в зависимости от степени быстротечности НС, о которой может свидетельствовать данный параметр (чем НС быстротечнее, тем меньше указанный интервал – см. § 16.3). Особенно тщательно решают вопрос об оптимальной форме представления контролируемых параметров экипажу на СОИ. Для углубленного анализа экипажем состояния корабля или диагностики причин возникновения аномалий необходимо также, чтобы параметры отображались в достаточном для этого объеме.

Для максимального освобождения экипажа от такой рутинной работы на КА с помощью средств, встроенных в бортовые системы, должен быть предусмотрен автоматический контроль как можно большего числа параметров, связанных с наиболее опасными рассмотренными НС. При выходе параметров за пределы нормы или приближении к ним указанные средства подают экипажу аварийные и предупредительные сигналы. Параметры, контролируемые таким способом, могут быть исключены из числа постоян-

но наблюдаемых экипажем. Остаются только периодическая проверка и корректировка настройки автоматических средств контроля этих параметров. Возникновение же аномалий, не обнаруживаемых автоматически, в данной ситуации может быть своевременно выявлено только при контроле полета экипажем. Поэтому наряду с использованием средств автоматического контроля экипажу как единственному управляющему звену придется выполнять и круглосуточный *ручной* контроль полета.

Предлагается использовать следующий порядок работы дежурной смены, связанный с круглосуточным контролем полета. При нормальном полете члены экипажа осуществляют контроль поочередно. Процедура последовательного привлечения к этой монотонной работе разных операторов должна обеспечить их необходимую релаксацию и повышение надежности обнаружения аномалий за счет снижения эффекта притупления внимания. При обнаружении дежурным оператором отклонения какого-либо параметра от нормы он переключается на выполнение анализа возникшей ситуации, а для продолжения контроля и помощи в анализе к нему присоединяется второй оператор. Во время выполнения очередной полетной операции в контроле полета должны участвовать два члена экипажа. Один контролирует ход операции, другой – продолжает контроль параметров первого уровня.

Для того чтобы зафиксировать эволюцию некоторых контролируемых параметров во времени, экипаж должен периодически вносить их текущие значения в базу данных, размещенную в бортовой автономной (по отношению к БКАУ) вычислительной сети (так поступают в ЦУП операторы группы контроля полета, записывая данные в журнал). При обработке массива данных ПЭВМ будет осуществлять автоматизированный контроль, выдавая результаты космонавтам. Персональный компьютер может предоставить экипажу разный сервис, например по запросу выдать зависимость значений выбранного параметра от времени или других параметров, значения на интересующий момент и т. д. Информация, собранная в этой базе данных, может быть использована в целях анализа работы систем экипажем, а также наземным персоналом по возвращении КА к Земле или в случае восстановления связи между ним и НКУ. Указанная БД помимо ЛВС КА устанавливается и в БКАУ, и, когда последний дееспособен, обновление производится автоматически.

*Реагирование экипажа на результаты контроля.* При возникновении НС, не совпадающей ни с одной из рассмотренных, экипаж должен для поиска приемлемого решения и разработки порядка реализации самостоятельно провести ее углубленный анализ, выявив полную картину особенностей состояния КА. Гипотезы относительно причины возникновения НС, как и методы парирования, предлагаемые в ходе анализа, должны проверяться на математической модели КА, инсталлированной в ПЭВМ и БКАУ. При решении таких задач в помощь экипажу может использоваться система искусственного интеллекта, входящая в состав БКАУ и автономной ЛВС экипажа.

Параллельно с действиями экипажа ПЭВМ, если космонавтами будут внесены в нее значения соответствующих параметров, или БКАУ, автоматически осуществляющий непрерывный контроль состояния КА, могут идентифицировать возникшую НС методом, предложенным в § 16.3, предоставить экипажу заключение и рекомендации по парированию, следуя инструкции, относящейся к данной НС. В процессе идентификации ПЭВМ может запросить экипаж о вводе значений некоторых параметров, необходимых для уточнения картины НС. Результаты анализа, выполняемого экипажем с соблюдением принципов и методов, изложенных в § 16.3, космонавты сравнивают с результатами, предоставленными ПЭВМ или БКАУ, и выбирают окончательное решение.

Прикладное программное обеспечение (ППО), используемое экипажем и реализуемое за счет вычислительных ресурсов автономной ЛВС и БКАУ (при его дееспособности), должно состоять из следующих частей:

- автоматизированного планирования полета, включая БД;
- баллистико-навигационного обеспечения (БНО), включая БД;
- моделирования полета;
- контроля полета, включая БД;
- экспертной системы с базой знаний, обеспечивающей экипаж информацией, необходимой для подготовки решений по выходу из НС;
- информационно-поисковой системы (ИПС), содержащей технические описания бортовых систем корабля, справочную информацию и инструкции по выполнению штатных операций, действиям в аномальных ситуациях, эксплуатации бортовых систем КА, пользованию вычислительными средствами и т. п.

В структуру БД планирования, БНО и контроля должны быть включены, соответственно архивы разработанных и фактически выполненных планов полета, баллистических данных за прошедший период, измеренных параметров состояния КА и т. п.

Одним из абонентов автономной ЛВС КА является НКУ, получающий доступ ко всем ресурсам сети, который позволяет извлекать необходимую информацию и корректировать ППО, включая БД.

Первой попыткой применения подобных программно-технических средств, но с возможностями, сильно ограниченными по сравнению с указанными выше, была бортовая информационная система «Стрела», разработанная РКК «Энергия» им. С.П. Королева, использованная на ОС «Салют» и «Мир».

Во избежание ошибок экипажи, как и в настоящее время, будут, видимо, пользоваться инструкциями, имеющимися на борту корабля на электронном и бумажном носителях.

Экипажи перспективных КА, совершающих полет в автономном режиме, в дополнение к требованиям, указанным в § 1.4, должны уметь вести обучение бортовой системы искусственного интеллекта, выполнять навигационные измерения и решать задачи БНО [60].

**Возможности БКАУ.** В режиме автономного управления полетом КА БКАУ может работать как совместно с экипажем, так и самостоятельно. В качестве одного из центральных звеньев системы управления полетом БКАУ обладает потенциальной возможностью выполнять централизованный контроль и управление работой бортовых систем, решать различные вычислительные задачи высокой степени сложности, такие, например, как задачи БНО, планировать и моделировать полет, обнаруживать, идентифицировать и парировать НС.

*Планирование полета.* Для решения БКАУ задачи БНО полета КА может быть использована исходная измерительная информация, поступающая из двух источников:

- от экипажа, измеряющего навигационные параметры с помощью оптических приборов; этот метод получения навигационной информации опробован с положительными результатами в орбитальных полетах («Салют» и «Скайлэб») и в полетах к Луне («Аполлон»);

- от бортовой автоматической навигационной системы. На орбитальных КА с этой целью используется спутниковая радионави-

гационная система типа ГЛОНАСС или GPS; она же применима и для пилотируемого межпланетного корабля на этапах полета с ограниченным удалением от Земли. Необходимость создания бортовой автоматической навигационной системы для КА, совершающих полеты по межпланетным трассам, очевидна, так как в этих полетах возможны НС, в которых БКАУ может оказаться единственным дееспособным звеном системы управления. Очевидно, эта система будет базироваться на измерениях углов между направлениями на разные небесные тела [49]. Целесообразно рассмотреть возможность создания радионавигационной системы в масштабах околосолнечного пространства.

При работе БКАУ в составе субконтура 1 (экипаж и БКАУ) он должен использоваться экипажем как средство, в котором инсталлирована система автоматизированного планирования полета.

Если же БКАУ останется единственным управляющим звеном, он должен планировать полет самостоятельно.

Задача определения полного состава операций, подлежащих выполнению в планируемый период полета КА, и привязки их ко времени, как это показано в гл. 6, является достаточно сложной, и для ее решения автоматическим путем понадобится разработка ПО, соответствующего искусственному интеллекту достаточно высокого уровня. Однако даже в том виде, в каком он функционирует в настоящее время на МКС, БКАУ можно было бы использовать для разработки упрощенного плана полета, обеспечивающего поддержание работоспособности КА и возвращение его экипажа на Землю.

Упрощенный план полета КА, разрабатываемый БКАУ автоматически, должен включать следующие составляющие:

а) баллистическую схему, определяющую номинальную траекторию полета, допустимые пределы отклонения фактической траектории и параметры каждого маневра (например, его вид и соответствующая типовая операция, ориентация КА при работе ДУ, время начала, критерии окончания). Для межпланетного корабля с ДУ малой тяги в ряде случаев маневр может заключаться в изменении направления вектора тяги;

б) план автоматического выполнения навигационных измерений. Кроме периодических измерений, частота следования которых устанавливается заранее, должны планироваться их дополнительные сеансы по завершении маневров, а также в процессе его

проведения, если он имеет большую длительность, например при использовании ДУ с малой тягой;

в) план автоматического выполнения технического обслуживания (ТО) бортовых систем КА, определяющий время реализации каждой операции ТО. Оценивая возможности автоматического выполнения ТО систем КА, можно отметить, что будет трудно обеспечить его равнозначность ручному обслуживанию, поскольку ряд операций вряд ли может быть выполнен автоматически (например, замена кабелей и некоторых блоков бортовых систем, ремонт приборов, оборудования или элементов конструкции). Однако решать проблему придется, поскольку от этого будет во многом зависеть эффективность эксплуатации космических станций и планетных баз, а также надежность и безопасность полета межпланетных кораблей;

г) план выполнения попыток восстановления связи с НКУ. Этот план формируется БКАУ с учетом заранее разработанного алгоритма определения времени проведения сеансов связи, предназначенных для этой цели. Таким же алгоритмом руководствуется и НКУ при определении времени прослушивания эфира.

Планирование операций такого рода должно проводиться в соответствии с данными о необходимой периодичности повторения, хранящимися в памяти БКАУ наряду с алгоритмами реализации этих операций. Кроме того, выполнение некоторых из них может включаться в план не жестко по времени, а по результатам оценки фактического состояния корабля.

Перед выполнением ответственных полетных операций БКАУ должен планировать соответствующие тесты бортовых систем для проверки их работоспособности. По результатам теста БКАУ выбирает конфигурацию систем, обеспечивающую надежное выполнение операции. Тесты систем представляют собой типовые операции, правила планирования и алгоритмы реализации которых, а также критерии оценки результатов их выполнения хранятся в БД БКАУ.

Все исходные данные для планирования полета БКАУ должен получать от бортовых систем корабля и из БД, входящей в состав ПО, а также в результате собственных расчетов.

План полета, разрабатываемый БКАУ, представляет собой упорядоченный по времени список идентификаторов типовых полетных операций (ТПО), обеспечивающих его выполнение. Воз-

можно следующая методика автоматической разработки плана. Для составляющей плана, определяющей баллистическую схему полета, значения времени выполнения каждой связанной с ней ТПО устанавливаются расчетом. Для составляющих, связанных с планированием периодически повторяющихся операций, каждому идентификатору ставится в соответствие ближайшее значение времени начала выполнения операции, вычисляемое как сумма значений времени начала предыдущей реализации и периодичности повторения  $\Delta T$ .

При реализации разработанного БКАУ плана в момент, когда назначенное время  $T_{0j}$  начала очередной ( $j$ -й) реализации  $i$ -й ТПО совпадет с текущим временем полета, эта операция начинает отрабатываться БКАУ путем последовательной выдачи УВ на бортовые системы ПКА в соответствии с хранящимися алгоритмами. В этот момент значение  $T_{0j}$  заменяется на вычисленное время  $T_{0(j-1)}$  следующей реализации.

Сформированный БКАУ план полета преобразуется к виду, удобному для восприятия космонавтами, и воспроизводится на экранах терминалов БКАУ для обозрения на случай, если экипаж не полностью утратил работоспособность и может выполнять определенные ручные операции. На этот случай БКАУ включает в разрабатываемый план полета и предлагает содержащиеся в БД рекомендации по действиям, которые не могут быть совершены автоматически, а желательно их выполнение космонавтами.

В процессе проведения ТПО БКАУ также воспроизводит на своих терминалах информацию о ее протекании. При этом экипажу должны выдаваться сообщения о командах, поступающих от БКАУ на бортовые системы, исполнении этих команд и режимах работы бортовых систем.

Возможности БКАУ перспективных ПКА, необходимые для выполнения функций оценки полета, распознавания НС и принятия решений по управлению, должны быть расширены за счет использования системы искусственного интеллекта, адаптированной к задачам конкретного ПКА и прошедшей до начала полета соответствующий цикл обучения [23, 77, 80]. Применение систем искусственного интеллекта позволит БКАУ находить и реализовывать эффективные решения и в случае возникновения не рассмотренных заранее НС [55, 56].

Программно-технические средства БКАУ помимо средств и ППО поддержки экипажа, указанных выше, должны включать:

- ППО распознавания НС в системе управления полетом и перевода КА в режим автономного функционирования;
- ППО автоматического планирования полета, включая БД;
- ППО управления процессом автоматических навигационных измерений;
- ППО автоматической реализации плана полета;
- ППО контроля полета и распознавания рассмотренных НС;
- ППО выработки и реализации решений в нерассмотренных НС;
- систему искусственного интеллекта с функциями, описанными ранее;
- развитую математическую модель КА как объекта управления, способную обеспечить моделирование полетных операций и полета в целом.

**2. Развитие методов и средств управления полетом наземным комплексом управления.** Целью дальнейшего совершенствования управления полетом со стороны НКУ является повышение надежности, быстродействия и эргономических качеств посредством расширения автоматизации и разработки прогрессивных методов и средств его работы.

Повышение эффективности работы персонала ГОГУ требует дальнейшего развития методологии компонентов процесса управления полетом и совершенствования его информационного обеспечения. Определению подходов к решению первой из указанных задач посвящен ряд работ [44, 58, 85, 94]. Одним из способов решения второй задачи может служить создание на базе программно-технических средств ЦУП специальной информационной системы, обеспечивающей быстрое и всестороннее восприятие специалистами ГОГУ информации, необходимой для выполнения своих функций и полного понимания хода полета. Эта система также позволила бы САПП получать оперативные данные, необходимые для формирования плана полета. Она должна быть способна собирать, генерировать и отображать для персонала управления следующую информацию:

- план полета КА и ход его выполнения;
- состояние системы управления полетом;

- содержание планируемых и выдаваемых УВ, их исполнение;
- текущую деятельность экипажа и ее результаты;
- параметры внешней обстановки;
- результаты оценки хода полета, состояния КА и экипажа;
- перечни проблем, текущих замечаний и комментарии к ним;
- принятые решения по дальнейшему управлению полетом;
- заявки на проведение работ и операций на борту КА, поступающие от специалистов по бортовым системам, космической медицине, по научным исследованиям и экспериментам.

Одно из требований к этой системе – возможность оперативно-го автоматического пополнения и обновления содержащейся в ней информации, для чего она должна быть включена в единую вычислительную сеть ЦУП и в ходе полета непрерывно автоматически просматривать необходимую информацию в дроп-боксах всех групп и служб ГОГУ, выбирая обновления.

В периоды радиосвязи между КА и НКУ для повышения корректности и надежности БНО экипаж и БКАУ перспективных КА через определенные интервалы времени выполняют автономные навигационные измерения, все виды баллистических расчетов на их основе и передают навигационные параметры и результаты расчетов в НКУ. Наземный комплекс управления сверяет их с результатами собственных расчетов, выполненных по внешнетраекторным измерениям, проводимым наземными средствами [4, 5, 17, 32]. При расхождении полученных данных персонал ГОГУ должен выявить и устранить причину, внося поправки в наземные или бортовые измерения либо откорректировав программное обеспечение БКАУ, ПЭВМ экипажа или наземных ЭВМ, а также методики, которыми руководствуется экипаж. При этом необходимо решить вопрос о действиях космонавтов в случае потери дееспособности НКУ, если результаты баллистических расчетов, выполняемых экипажем, начнут расходиться с результатами расчетов БКАУ.

Необходимо совершенствовать методику формирования наземным персоналом УВ, выдаваемых на бортовые системы КА. С целью повышения эффективности этой трудоемкой и ответственной работы, чреватой опасными ошибками, должно быть разработано программное обеспечение ИВК НКУ, позволяющее автоматически преобразовывать детальный план полета в УВ, реализующие его исполнение. Для этого детальный план при его подготовке должен синтезироваться из типовых полетных операций в такой

форме, которая наряду с удобством восприятия персоналом обеспечивала бы автоматическое деление плана на составляющие операции с дальнейшим представлением каждой в виде последовательности УВ, необходимых для реализации. Эти последовательности в соответствии с определенными формализованными правилами и ограничениями должны (автоматически) преобразовываться в массивы КПИ, передаваемые на борт КА. Сформированные массивы КПИ перед отправкой могут просматриваться операторами для выявления возможных сбоев и проверяться на моделирующих средствах.

Совершенствование выполнения НКУ функции контроля полета должно идти по пути дальнейшей автоматизации анализа и оценки информации, поступающей с борта КА, а также рационализации структуры процесса контроля, направленной на достижение оптимального сочетания возможностей автоматического и человеческого компонентов ЦУП. Опыт управления орбитальными кораблями и станциями позволяет сделать вывод о том, что следует соблюдать установленную процедуру контроля, обеспечивающую необходимую эффективность за счет рационального сочетания операций ручного и автоматизированного контроля.

Вычислительные средства ЦУП предоставляют обработанную информацию о состоянии КА операторам, которые анализируют ее с целью выявления отклонений от нормы и по результатам анализа вырабатывают соответствующее заключение. Одновременно эти средства выполняют автоматизированный анализ с использованием заложенных в них алгоритмов, но результаты анализа предоставляют операторам только по запросу руководителя после завершения ручного контроля. Операторы знакомятся с результатами автоматизированного анализа и сравнивают их со своими выводами. В случае расхождения следует установить причину и уточнить результаты контроля. Однако при обнаружении признаков НС или тенденций к ее возникновению вычислительные средства ЦУП должны незамедлительно выдавать руководителю персонала, осуществляющего контроль, аварийный или предупредительный сигнал, после чего операторы проверяют достоверность полученной информации и вырабатывают окончательное заключение. Такая схема контроля полета обеспечивает активность операторов и поддерживает образ реального текущего состояния объекта управления в их сознании, а также создает условия для функционально-

го дублирования операторской деятельности автоматическими методами, что гарантирует надежность выполнения НКУ функции контроля полета.

При обнаружении отклонения состояния ПМК от нормы оператор ГОГУ анализирует возникшую ситуацию, проводит ее диагностирование. Для продолжения текущего контроля и помощи в анализе к нему присоединяется другой оператор.

Организационная структура персонала ЦУП, осуществляющего контроль состояния ПМК, должна строиться по иерархическому принципу. Операторам низшего уровня в этой структуре поручается детальный контроль состояния отдельных систем корабля. Операторы более высокого уровня контролируют состояние и работу групп систем, оказывающих взаимное влияние или участвующих в общих процессах. Операторы следующего уровня выполняют контроль состояния корабля в целом и проведения им текущих полетных операций (уровень сменного руководителя группы анализа – см. § 1.7). Необходимо предусмотреть дублирование контроля ряда важных параметров операторами разных уровней. Кроме того, следует соблюдать эргономические нормы, касающиеся числа параметров, контролируемых каждым оператором, и частоты следования циклов их обработки.

Параметры, контролируемые оператором, должны анализироваться в порядке, соответствующем срочности парирования НС, с которыми связаны их аномалии. Обзор всех закрепленных за оператором параметров он должен проводить, уделяя особое внимание наиболее важным, отклонение которых от нормы служит признаком опасной НС или требует быстрого реагирования. Для облегчения работы оператора автоматизированная система контроля предоставляет ему список меняющихся параметров с указанием текущих и предшествующих значений, а также времени изменения. Оператор определяет, какие изменения свидетельствуют об отклонении от нормы.

Фактическая информация о составе, характеристиках, времени и особенностях проведения уже выполненных операций должна архивироваться в обобщенном виде в БД системы управления полетом.

Для высокой надежности управления полетом ПКА желателен непрерывный контроль со стороны НКУ несмотря на выполнение этой функции средствами БКАУ. На практике возможность реали-

зации такого режима работы НКУ ограничивается продолжительностью периодов радиовидимости КА и стоимостью эксплуатации систем и линий связи.

Для поддержания высокой степени готовности операторов к обнаружению НС и реагированию на них необходимо проводить регулярные тренировки и учебные тревоги с использованием специальных тренажных средств. Проведение тренировок и учебных тревог не должно препятствовать надежному текущему контролю реального полета.

Состояние современных программно-технических средств ЦУП позволяет использовать их практически полностью и для управления полетом перспективных КА, дополнительно дооснастив рядом новых компонентов.

Кроме описанной выше информационной системы ГОГУ ПО ЦУП должно включать математическую модель КА с копией бортовой системы управления полетом и моделью комплекса всех систем КА. Ее использование будет способствовать повышению эффективности формирования и проверки планов полета, программы УВ, выдаваемых на системы КА, диагностики его состояния, формирования программы парирования НС и т. д. Кроме того, она позволит оперативно разрабатывать и отлаживать методы управления полетом, а также структуру и характеристики системы управления, модифицируемые в ходе полета.

Должно быть расширено применение экспертных систем при планировании полета, диагностике неисправностей, подготовке решений по ликвидации НС.

Применение системы искусственного интеллекта в качестве средства поддержки деятельности наземного персонала управления полетом позволит повысить надежность и быстроту реализации компонентов процесса управления полетом КА. Может возникнуть необходимость использования нескольких систем искусственного интеллекта, ориентированных на решение разных задач управления полетом: планирование, диагностику неисправностей, подготовку решений по ликвидации нерассмотренных НС и др.

В целях сокращения времени, затрачиваемого на работу специалистов с ИВК ЦУП, и повышения ее безошибочности необходимо создать язык высокого уровня для удобного общения с вычислительными средствами. То же требуется и для эффективного взаимодействия экипажа КА с бортовой ЭВМ.

Значительный круг проблем связан с модернизацией, переоснащением и совершенствованием программно-технических средств периферийной части НКУ (наземных станций слежения, систем связи и передачи данных, контроля и управления через спутники-ретрансляторы, а также различных элементов инфраструктуры). Частично эти вопросы освещены в [45].

Для перспективных ПКА на случай наступления недееспособности БКАУ должна быть предусмотрена возможность выдачи со стороны НКУ и экипажа через РКП всех команд и сигналов, необходимых для управления бортовыми системами КА. Существует мнение, что такое резервирование функций БКАУ не является безусловно необходимым. Достаточной мерой обеспечения требуемой надежности системы управления полетом может стать повышение надежности самой БКАУ посредством внутреннего аппаратного резервирования и использования распределенной архитектуры бортовых вычислительных средств, позволяющей резервировать ее функции. Однако в отношении перспективных КА представляется правильным для обеспечения высокой надежности управления полетом применять в максимально возможной степени функциональное резервирование бортовых элементов системы управления, желательно, с помощью приборов, работающих на иных принципах. Приемлемая эффективность системы управления КА при отсутствии в ее составе БВС подтверждена еще в ходе эксплуатации ОС «Салют».

## **20.4. РАСПОЗНАВАНИЕ АНОМАЛЬНЫХ СИТУАЦИЙ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И ДЕЙСТВИЯ ПРИ ИХ ВОЗНИКНОВЕНИИ**

Система управления полетом КА должна располагать способами надежного и быстрого распознавания возникающих аномалий в структуре. Это необходимо для того, чтобы в случае возникновения такой аномалии своевременно ее ликвидировать, а если это не принесет успеха, перейти на метод управления, соответствующий измененной конфигурации контура управления полетом (см. рис. 1.5). Для решения этой задачи в ходе полета каждое управляющее звено должно располагать информацией о дееспособности остальных и состоянии интерфейсов, связывающих их между собой.

*Распознавание дееспособности некоторого звена остальными звеньями контура управления полетом* может быть осуществлено следующим способом, который представляется наиболее простым и достоверным.

Каждое управляющее звено устанавливает дееспособность другого по факту получения от него в течение некоторого периода времени  $t_{ож}$  очередного сигнала  $S$  о готовности к работе в контуре управления полетом. Для этого каждое звено с периодичностью  $t_S \leq t_{ож}$  должно выдавать такой сигнал в адрес остальных звеньев. Каждый период ожидания  $t_{ож}$  прихода очередного сигнала  $S_n$  от конкретного звена отсчитывается с момента прихода предыдущего сигнала  $S_{n-1}$ . Частота взаимного контроля дееспособности звеньев должна быть такой, чтобы наступление недееспособности звена сразу вслед за выдачей им сигнала не привело к аварийной ситуации (при условии, что через время  $t_{ож}$  остальные звенья обнаружат факт утраты дееспособности этим звеном). Она должна выбираться также исходя из реальных возможностей выдачи такого сигнала разными звеньями. Для БКАУ частота может определяться длительностью его самопроверки. Для экипажа этот сигнал может подаваться с периодичностью, приемлемой с точки зрения удобства, например, каждые 2 ч и только в периоды бодрствования. Наземный комплекс управления может выдавать этот сигнал только в периоды связи с КА, например, с такой же частотой, что и экипаж (~ один раз в 2 ч). На время отсутствия радиовидимости контроль дееспособности НКУ экипажем и БКАУ прерывается.

Экипаж и НКУ будут констатировать факт наличия дееспособности друг друга и в процессе радиопереговоров.

Сигнал  $S$ , выдаваемый БКАУ с заданной периодичностью, может индицироваться на пультах экипажа и в ЦУП. В случае наступления недееспособности БКАУ до завершения очередного периода  $t_{ож}$  экипаж или персонал ЦУП могут быть оповещены по окончании периода  $t_{ож}$  звуковым сигналом таймера, своевременно не получившего сигнала о дееспособности БКАУ.

Сигнал  $S$  о дееспособности управляющее звено выдает, если выполняются следующие два условия:

- звено по результатам самооценки установило собственную работоспособность, т. е. готовность к выполнению функций управления полетом (назовем его условием  $X$ );

– звено установило свою возможность вводить в объект управления (ОУ) УВ и получать от ОУ информацию о приеме выданных УВ, следовательно, всю информацию о состоянии объекта (назовем его условием  $Y$ ); для выполнения этого условия необходимо наличие работоспособности средств взаимодействия (интерфейсов) данного звена с ОУ.

Иными словами, звено А дееспособно, если условия  $X$  и  $Y$  выполняются ( $X \wedge Y$ ); звено А недееспособно, если хотя бы одно из условий ( $X$  или  $Y$ ) не выполняется ( $\bar{X} \vee \bar{Y}$ ).

Выполнение условия  $Y$  проверяется каждым звеном следующим образом.

Экипаж, если он по оценке своего состояния готов к работе в контуре управления полетом, проводит тест, выдавая определенную пробную команду на ОУ через РКП (интерфейс  $I_5$  – см. § 1.2 и рис. 1.6) и проверяя исполнение этой команды по информации на СОИ и терминале БКАУ. Вслед за этим он выполняет второй тест, выдавая пробную команду на ОУ через БКАУ (интерфейсы  $I_2$  и  $I_4$ ) и таким же образом – через СОИ и терминал БКАУ (ТБКАУ) – контролируя ее прохождение. Если в результате этих двух тестов хотя бы одно из средств контроля подтвердит прохождение пробной команды, это означает, что экипаж способен осуществлять управление кораблем (через РКП либо БКАУ). В результате тестов экипаж устанавливает также, какие каналы выдачи команд ( $I_5 \rightarrow \text{РКП}$  и  $\text{ТБКАУ} \rightarrow I_2$ ,  $\text{БКАУ} \rightarrow I_4$ ) и какие каналы контроля ( $I_{10} \rightarrow \text{СОИ}$  и  $I_4 \rightarrow \text{БКАУ}$ ,  $I_2 \rightarrow \text{ТБКАУ}$ ) работоспособны. После этого по исправным каналам ( $I'_1$  или  $I''_2$  и  $\text{ТБКАУ} \rightarrow I_2$ ) выдает в адрес НКУ и БКАУ сигнал о своей дееспособности.

Наземный комплекс управления, установив собственную готовность к работе, аналогичным образом выполняет тесты, используя поочередно каналы выдачи определенных команд на ОУ через РКП (интерфейс  $I_6$ ) и БКАУ (интерфейсы  $I_3$  и  $I_4$ ). Контроль прохождения пробных команд НКУ производит по ТМИ (интерфейс  $I_9$ ) и обратному каналу связи с БКАУ (интерфейс  $I_3$ ). Если в результате тестов хотя бы одно из средств контроля подтвердит прохождение пробной команды, это означает, что НКУ способен осуществлять управление кораблем (через РКП либо БКАУ). При этом НКУ устанавливает, какие каналы выдачи команд ( $I_6 \rightarrow \text{РКП}$

и  $I_3 \rightarrow \text{БКАУ} \rightarrow I_4$ ) и какие каналы контроля ( $I_9$  и  $I_4 \rightarrow \text{БКАУ} \rightarrow I_3$ ) работоспособны. При работе в субконтуре 2 НКУ выдает в БКАУ сигнал о своей дееспособности. В вариантах конфигурации контура управления полетом с НКУ и экипажем в качестве управляющих звеньев (совмещенный контур и субконтур 3) кроме выдачи команд на ОУ через БКАУ и РКП наземный комплекс имеет еще одну возможность выполнения этой функции – через экипаж. При этом экипажу передается по каналу связи (интерфейсы  $I'_1$  и  $I''_1$ ) программа выдачи команд космонавтами с пульта управления либо цифровая информация с соответствующей программой ввода ее в БКАУ. Цифровая информация может быть передана электронной почтой через  $I''_1$  в бортовую ПЭВМ и с помощью магнитного носителя введена экипажем в БКАУ через терминал. В этих конфигурациях НКУ выдает остальным звеньям сигнал о своей дееспособности даже при одновременной неработоспособности каналов  $I_6 \rightarrow \text{РКП}$  и  $I_3 \rightarrow \text{БКАУ} \rightarrow I_4$ . Таким же образом в этих вариантах НКУ может действовать и при утрате основных каналов контроля ( $I_9$  и  $I_4 \rightarrow \text{БКАУ} \rightarrow I_3$ ), получая необходимую информацию о состоянии корабля от экипажа.

После проведения самопроверки с положительным результатом БКАУ выдает пробную команду на ОУ через интерфейс  $I_4$ . Если от ОУ в БКАУ придет сигнал, подтверждающий ее прохождение, это будет означать способность БКАУ осуществлять управление кораблем. Если указанные выше условия выполняются, БКАУ может выдавать экипажу (по каналу  $I_2 \rightarrow \text{ТБКАУ}$ ) и НКУ (по каналу  $I_3$ ) сигнал о своей дееспособности.

Команды, периодически выдаваемые на ОУ каждым управляющим звеном для установления своей работоспособности, должны быть специально выделенными для этой цели из общего состава и разными для экипажа, НКУ и БКАУ.

Возможен случай, когда какое-либо звено (обозначим его символом А) не получает выданный другим звеном (обозначим его В) сигнал о своей дееспособности вследствие нарушения интерфейса  $I_{A-B}$  между ними или в результате сбоя в выдаче этого сигнала (рис. 20.2), в то время как звено В на самом деле сохраняет способность управления полетом. Исходя из такой возможности процесс распознавания звеном А дееспособности звена В должен быть продолжен следующим образом (рис. 20.3).

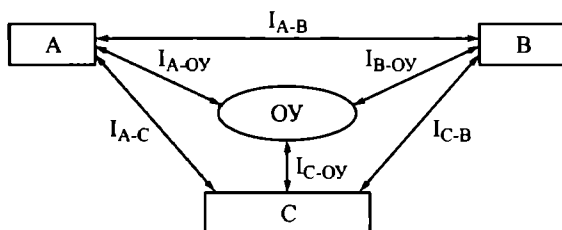


Рис. 20.2. Схема связей между управляющими звеньями, используемых при взаимном распознавании дееспособности

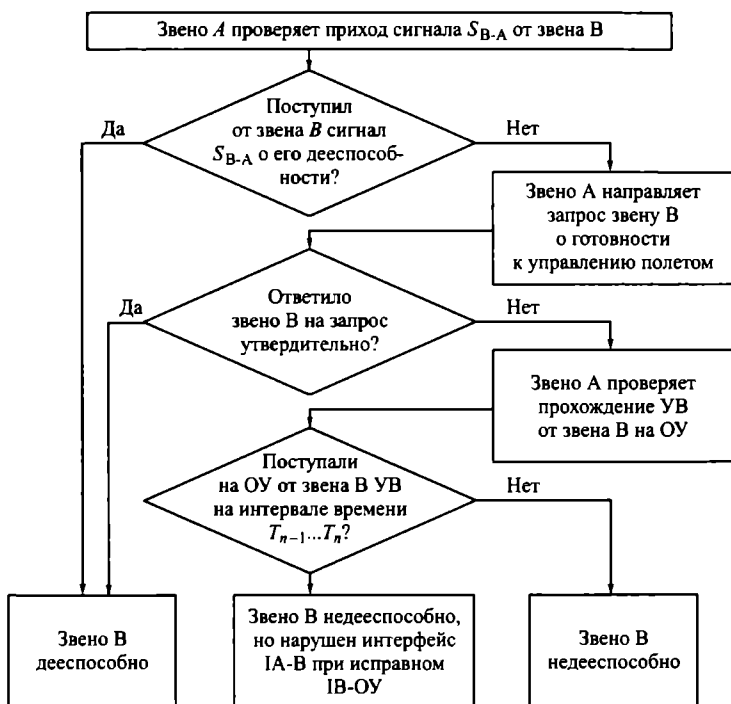


Рис. 20.3. Алгоритм распознавания звеном А дееспособности звена В:

$S_{B-A}$  – сигнал от звена В звену А о наличии дееспособности звена В;  
 $T_n, T_{n-1}$  – правые границы  $n$ -го и  $(n-1)$ -го интервалов времени ожидаемого поступления от звена В сигнала  $S_{B-A}$  о его дееспособности

Для установления причины неполучения от звена В сигнала  $S$  в течение периода  $T_{ож}$  звено А выдает в адрес звена В запрос о его готовности выполнять функции управления. Если В отвечает на

этот запрос выдачей сигнала  $S$ , значит, В дееспособно и интерфейс  $I_{A-B}$  исправен, а сигнал  $S$  не был выдан вовремя из-за сбоя. Если же В не отвечает на запрос, причиной этого может быть либо его неработоспособность, либо нарушение интерфейса  $I_{A-B}$ , либо и то и другое вместе. Чтобы установить причину, звено А проверяет, поступали ли на ОУ пробные УВ от звена В на интервале времени  $T_{ож}$ . Если УВ на ОУ поступали, значит, звено В дееспособно, а интерфейс  $I_{A-B}$  нарушен, если не поступали, звено В недееспособно. Напомним, что выдача пробных команд на ОУ с некоторой периодичностью  $T_S$  обязательно производится контролируемым звеном в процессе установления собственной дееспособности.

При утрате экипажем дееспособности возможны два варианта. В первом космонавты могут выполнять ручные операции и работы, не требующие выдачи УВ на бортовые системы. Второй вариант – космонавты неработоспособны и требуют медицинской помощи. В первом варианте БКАУ и (или) НКУ должны планировать экипажу выполнение операций и работ указанного типа, а во втором – только управлять работой системы обеспечения жизнедеятельности экипажа, если космонавты не в состоянии это делать. Чтобы БКАУ и НКУ могли распознать, в каком состоянии находится экипаж, используют два способа. Первый предполагает, что каждый член экипажа должен постоянно носить на теле медицинские датчики с автономными источниками электропитания, радиопередающим устройством, действующим в пределах корабля и непрерывно выдающим контролируемые данные в систему бортовых измерений. Вторым способ, если космонавты работоспособны, но отсутствует возможность выдачи ими команд на БКАУ и бортовые системы КА (из-за нарушения интерфейсов), заключается в периодической подаче на БКАУ и НКУ условного сигнала по отдельному каналу (например, нажатием клавиши, соединенной электрически напрямую с БКАУ и телеметрической системой). В адрес НКУ эта информация может быть передана и голосом по радиоканалу.

Если недееспособность какого-либо управляющего звена наступает в процессе выполнения очередной полетной операции, в котором оно участвует, другие звенья должны обнаружить это по соответствующему отклонению протекания операции от нормы либо по отсутствию сигнала  $S$  от этого звена, если отказ произойдет незадолго до расчетного времени выдачи сигнала.

*Распознавание работоспособности интерфейсов внутри контура управления полетом КА.* Исправность интерфейсов в контуре

управления полетом (см. рис. 1.7) может устанавливаться его звеньями следующим образом.

Интерфейсы  $I'_1$  и  $I''_1$  проверяются ежедневно экипажем и НКУ в ходе штатного радиообмена; БКАУ при необходимости информацию о результатах этой проверки может получить от экипажа или НКУ.

Интерфейс  $I_2$  – экипаж устанавливает его исправность в ходе проверки собственной дееспособности, БКАУ и НКУ – по сообщению экипажа.

Интерфейс  $I_3$  – НКУ устанавливает его исправность в ходе проверки собственной дееспособности, БКАУ и экипаж – по сообщению НКУ.

Интерфейс  $I_4$  – БКАУ устанавливает его исправность в ходе теста на определение собственной дееспособности, экипаж и НКУ – по наличию сигнала БКАУ о дееспособности.

Интерфейс  $I_5$  – экипаж устанавливает его исправность в ходе теста на определение собственной дееспособности, БКАУ и НКУ – по сообщению от экипажа об исправности интерфейса  $I_5$ .

Интерфейс  $I_6$  – НКУ устанавливает его исправность в ходе теста на определение собственной дееспособности, БКАУ и экипаж при необходимости – по сообщению от НКУ об исправности интерфейса  $I_6$ .

Интерфейс  $I_7$  – НКУ устанавливает его исправность в периоды взаимной радиовидимости с ПКА, когда должны работать связывающие их бортовые и наземные радиосредства; БКАУ и экипаж при необходимости – по сообщению от НКУ об исправности интерфейса  $I_7$ .

Интерфейс  $I_8$  – НКУ устанавливает его исправность в периоды взаимной радиовидимости с кораблем, когда должны работать связывающие их бортовые и наземные радиосредства; БКАУ и экипаж при необходимости – по сообщению от НКУ об исправности интерфейса  $I_8$ .

Интерфейс  $I_9$  – НКУ устанавливает его исправность в периоды взаимной радиовидимости с кораблем, когда должны работать связывающие их бортовые и наземные радиосредства; БКАУ и экипаж – по сообщению от НКУ об исправности интерфейса  $I_9$ .

Интерфейс  $I_{10}$  – экипаж устанавливает его исправность в ходе теста на определение собственной дееспособности; БКАУ и НКУ при необходимости – по сообщению от экипажа об исправности интерфейса  $I_{10}$ .

Интерфейс  $I_{11}$  – экипаж устанавливает его работоспособность по наличию на АПС сигнала от БКАУ о готовности к выдаче аварийно-предупредительных сигналов. Для БКАУ не нужна информация о работоспособности этого интерфейса, НКУ получает информацию от экипажа.

Интерфейс  $I_{12}$  – экипаж устанавливает его работоспособность по наличию на АПС сигнала от ОУ о готовности к выдаче аварийно-предупредительных сигналов. Для БКАУ не нужна информация о работоспособности этого интерфейса, НКУ получает информацию от экипажа.

*Реагирование системы управления полетом КА на аномалии в ее структуре.* Для обеспечения требуемой эффективности управления полетом КА может использоваться следующая технология перехода системы управления от работы в текущей конфигурации к работе в конфигурации пониженной градации при выходе из строя любого из управляющих звеньев.

При обнаружении недееспособности какого-либо из управляющих звеньев или нарушения какого-либо интерфейса внутри контура управления полетом остальные должны в первую очередь принять меры к обеспечению безопасности экипажа и жизнедееспособности корабля, незамедлительно взяв на себя выполнение соответствующих функций звена, отказавшего в работе. Если в момент наступления недееспособности звена выполнялась ответственная операция, она должна быть завершена остальными звеньями или прервана при возможности повторения, после чего должны быть предприняты попытки восстановления нормального состояния звена, вышедшего из строя.

Обнаружив отказ БКАУ в работе, НКУ и экипаж должны попытаться восстановить его дееспособность, выполняя, например, перезапуск БВС, перезагрузку программного обеспечения, замену приборов или кабелей.

Относительно БКАУ следует отметить, что помимо наступления его полной неработоспособности можно предположить вариант с неправильным выполнением основных функций вследствие дефекта в программном обеспечении. Такой вид отказа может быть выявлен экипажем или НКУ только в ходе регулярного надзора за работой БКАУ при обнаружении неадекватных результатов выполнения функций. В этом случае принимают меры к восстановлению нормальной работы БКАУ. Если они не дают результа-

та, БКАУ исключается из контура управления полетом или ему запрещается выполнение функции, к которой есть замечания.

В случае наступления недееспособности НКУ экипаж и (или) БКАУ предпринимают попытки восстановления связи между КА и НКУ посредством, например, ремонта бортовой радиосистемы, переключения комплектов ее приборов и режимов работы с периодическим выходом в эфир в заранее условленное время. В процессе проведения таких сеансов осуществляется включение бортовой радиосистемы с перебором ее режимов, комплектов приборов и антенно-фидерных устройств (для межпланетного или лунного корабля – наведение остронаправленных антенн на Землю). При этом НКУ должен проверять и восстанавливать работоспособность своих средств, периодически передавая сигналы на КА и пытаясь принять ответные. Синхронность попыток восстановления связи, выполняемых средствами КА и НКУ, может быть обеспечена, например, путем проведения ими сеансов связи определенной продолжительности в условленное время каждых суток полета (в периоды взаимной радиовидимости КА и НКУ).

Одной из проблем, затрудняющих решение задачи восстановления связи НКУ с КА, будет отсутствие у НКУ точных данных об орбите КА через некоторое время после потери связи, необходимых для наведения антенн наземных станций на КА. Решением может быть использование прогноза движения КА с учетом алгоритма расчета аварийных орбит или траекторий, проводимого на борту КА, а для межпланетных и лунных КА – и сканирование окрестности прогнозируемого положения КА осью чувствительности наземной антенны.

После восстановления связи радиосистема ПКА использует комплект приборов и режим, которыми обеспечен этот результат. Вся информация о работе бортовых радиосредств в различных конфигурациях в процессе восстановления связи должна быть зафиксирована на борту КА для передачи НКУ, чтобы ГОГУ располагала данными об их состоянии.

В случае выявления нарушения какого-либо интерфейса в контуре управления полетом экипаж, НКУ и БКАУ должны обмениваться сообщениями, свидетельствующими об одинаковой идентификации возникшей ситуации и готовности перехода в новый режим управления полетом КА, после чего управляющие звенья должны предпринять попытки восстановления неисправного интерфейса.

Если установлена недееспособность какого-либо управляющего звена по факту невыполнения только условия  $Y$  (нарушение взаимодействия звена с ОУ), это не означает, что оно полностью должно быть исключено из контура управления полетом, поскольку, как правило, сохраняет способность выполнения некоторых функций. Так, экипаж ПКА может участвовать в планировании, выполняемом НКУ, сообщать свою оценку состояния ПКА по доступной информации, проводить навигационные измерения и баллистические расчеты, передавать персоналу НКУ их результаты. Бортовой контур автоматического управления при утрате способности управления системами и (или) контроля их состояния и функционирования, может использоваться экипажем как вычислительное средство для управления полетом ПКА.

Когда аномалии, возникшие в системе управления полетом ПКА, не удастся ликвидировать, система переходит на другой метод управления, соответствующий измененной конфигурации. Для этого звено, осуществляющее планирование полета КА (НКУ или экипаж), должно постоянно иметь наготове план действий на случай утраты дееспособности любым из звеньев.

На случай наступления собственной недееспособности НКУ разрабатывает и передает экипажу и БКАУ резервный план полета, который реализуется ими после перехода контура управления в сокращенную конфигурацию. Экипаж в отношении БКАУ поступает аналогично. При этом в адрес других звеньев передаются и исходные данные, потребные для дальнейшего планирования полета, в том числе вектор состояния, используемый при баллистических расчетах на борту КА.

В резервном плане переход КА на иную траекторию полета после изменения конфигурации системы управления должен происходить с некоторой задержкой относительно начального момента исполнения плана, чтобы дать время для попытки восстановления связи с НКУ или дееспособности экипажа.

Резервный план разрабатывается на всю оставшуюся часть полета. Полет КА по резервному плану может осуществляться до тех пор, пока фактические обстоятельства не потребуют его частичного изменения или же существенного перепланирования.

## **20.5. ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ, ПОДЛЕЖАЩИЕ РЕШЕНИЮ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ**

Подводя итоги изложенному в настоящей главе материалу, перечислим еще раз проблемы, которые предстоит решить для обеспечения необходимой (максимально достижимой в обозримый период времени) эффективности управления полетом перспективных КА. Приносим свои извинения за некоторое повторение материалов главы и за то, что данный список проблем не ранжирован по уровню, сложности или необходимой очередности решения. К числу соответствующих проблем отнесем следующие.

1. Выбор оптимальной структуры и состава программно-технических средств системы управления полетом проектируемых КА при заданных ограничениях, таких как планируемый срок завершения разработки системы, существующий и прогнозируемый уровень развития наземных и бортовых вычислительных средств, лимит массы бортовой части системы и т. п.

2. Обеспечение высокой надежности системы управления полетом, устойчивости к внешним и внутренним возмущениям, а также эффективного выполнения ею своих функций при наступлении недееспособности любых одного или двух управляющих звеньев системы.

3. Детальная разработка технологии оперативной адаптации системы управления полетом к аномалиям в состоянии ее основных звеньев и определение мер, направленных на обеспечение постоянной готовности каждого звена к смене метода управления в нештатных ситуациях, вызванных этими аномалиями.

4. Выделение в системе управления полетом части бортовых средств, обеспечиваемых особо надежной защитой от внешних возмущающих воздействий и способных оказывать экипажу необходимую поддержку в управлении полетом КА при отказе основных средств БКАУ и потере связи КА с Землей.

5. Установление возможных стратегий дальнейшего выполнения полета КА при возникновении неустранимых аномалий в системе управления полетом. Разработка корректных методов оценки возможных последствий применения рассматриваемых стратегий,

а также методов поиска оптимальных решений при необходимости выбора стратегии в ходе реального полета.

6. Управление полетом в условиях существенно замедленного обмена информацией между КА и НКУ (из-за большого расстояния или перерывов во взаимной радиовидимости). Эта проблема наиболее характерна для пилотируемого межпланетного корабля. Ее решение в определенной мере может быть распространено и на управление полетом автоматических аппаратов дальнего космоса.

7. Организация взаимодействия экипажа, БКАУ и НКУ при НС, обеспечивающая согласованность и синхронизацию их действий, с учетом замедленного обмена информацией между ними.

8. Обеспечение эффективного выполнения экипажем КА функций управления полетом с соблюдением норм его загрузки работой во всех случаях, включая ситуации с наступлением недееспособности НКУ и (или) БКАУ.

9. Разработка бортового программного обеспечения детального автоматического контроля состояния и функционирования бортовых систем ПКА и полета в целом.

10. Разработка эффективных методов непрерывного контроля состояния ПКА экипажем при отказе бортовых средств автоматического контроля с учетом медицинских ограничений на загрузку космонавтов работой.

11. Создание методики и программного обеспечения автоматического планирования полета средствами БКАУ.

12. Резервирование функций непосредственного управления бортовыми системами ПКА, выполняемых БКАУ, с использованием технических средств, основанных на иных принципах, чем основные средства БКАУ.

13. Разработка системы искусственного интеллекта, ориентированной на решение задач управления полетом конкретного КА с включением ее в состав БКАУ и программно-технических средств ЦУП. Подобная система должна быть способна самостоятельно выполнять диагностику причин возникновения аномалий, вырабатывать решения по управлению полетом в нерассмотренных НС. В случае наступления недееспособности экипажа при отсутствии связи НКУ с межпланетным кораблем только наличие системы искусственного интеллекта в составе БКАУ позволит обеспечить гибкость автоматического управления полетом, необходимую для

возвращения корабля к Земле. Система искусственного интеллекта, включаемая в состав системы управления полетом, должна обладать способностью к продолжению обучения в ходе полета, в том числе и самостоятельному.

14. Создание специализированных экспертных систем для поддержки деятельности экипажа КА и персонала НКУ при управлении полетом и их внедрение в состав бортовых и наземных вычислительных средств АСУ КП.

15. Внедрение в состав бортовых и наземных вычислительных средств АСУ КП нейрокомпьютеров для диагностики неисправностей и идентификации НС.

16. Разработка методов и средств автономной ручной и автоматической навигации, а также методов решения задач БНО на борту орбитальных, лунных и межпланетных КА.

17. Обеспечение высокой точности счета бортового времени, необходимой для автономной навигации и реализации выбранной баллистической схемы полета ПМК.

18. Создание модели КА как объекта управления, способной оперативно изменять структуру и состояние в соответствии с информацией от КА и прогнозировать состояние на заданные моменты времени. Такая модель позволит оперативно идентифицировать текущее состояние КА и в случае аномальных проявлений оценивать располагаемое время на их устранение.

19. Создание модели системы управления полетом, необходимой для выбора и отработки методов управления в различных ситуациях, диагностики аномалий в ее структуре, возникающих в реальном полете, и т. п.

20. Разработка технологии работы персонала ГОГУ и экипажа КА как звеньев системы управления, позволяющей максимально сократить рутинную часть деятельности.

21. Создание на базе программно-технических средств ЦУП специальной информационной системы, обеспечивающей специалистам по управлению полетом быстрое и удобное всестороннее восприятие любой необходимой постоянно обновляемой информации, как справочной, так и оперативной, а также позволяющей САПП получать из нее требуемые данные.

22. Разработка специализированного языка высокого уровня для взаимодействия персонала ГОГУ и экипажа с вычислительными

ми средствами, применение которого сократит время, затрачиваемое на работу, и повысит ее безошибочность.

Рассмотренные в настоящей главе пути развития методов и средств управления полетом перспективных КА полностью применимы и к орбитальным кораблям и станциям ближайшего поколения, поскольку существенно повышают надежность достижения цели полета и безопасность их экипажей. Основные положения предлагаемых методов приложимы и к решению задачи совершенствования структуры, средств и методов работы автоматизированной системы управления полетом ряда типов автоматических КА.

## Глава 21

# **УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ПИЛОТИРУЕМОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ**

---

## **21.1. ЦЕЛЬ ПОЛЕТА ПИЛОТИРУЕМОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ И ЕГО СХЕМА**

Целью первого полета ПМК, очевидно, будет решение следующих задач:

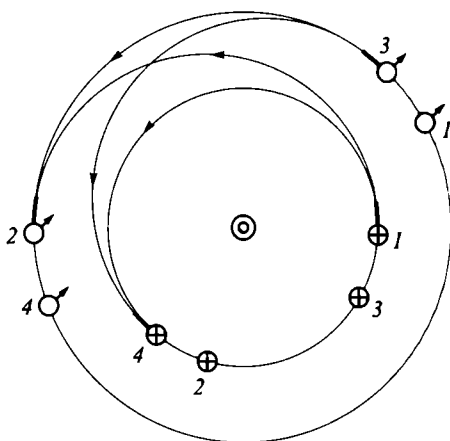
- дистанционное исследование планеты и ее спутников;
- непосредственное исследование поверхности планеты с посадкой на нее ПМК;
- исследование физических характеристик околоземного пространства в периоды ухода ПМК от Земли и возвращения к ней;
- исследование физических характеристик межпланетного пространства;
- исследование воздействия на организм человека факторов межпланетного полета;
- отработка техники пилотируемых межпланетных полетов (материальной части ПМК, методов управления полетом, межпланетной навигации и т. п.);
- возвращение ПМК на околоземную орбиту, а экипажа – на Землю.

Схема полета ПМК при проведении экспедиции к планете Марс включает следующие этапы [76]:

1. *Подготовка ПМК к межпланетному полету.* На круговой околоземной орбите проводится сборка ПМК из последовательно выводимых модулей и его испытания. Затем на ПМК доставляется экипаж, который в течение некоторого времени обживает и дополнительно испытывает корабль. Возможно, в ходе испытаний ПМК совершит ряд непродолжительных рейсов в околоземном пространстве.

Параметры последующих этапов полета предполагается выбирать такими, чтобы обеспечить, насколько это возможно, наименьшее время пребывания экипажа ПМК в космическом пространстве при соблюдении заданных ограничений по располагаемым запасам топлива.

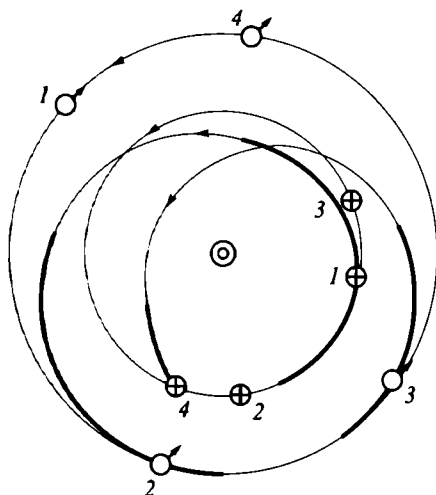
2. *Переход ПМК с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) на траекторию межпланетного полета.* При использовании двигательной установки большой тяги ПМК по завершении этапа подготовки выводится сразу на траекторию полета к Марсу (рис. 21.1). Если в качестве средства, обеспечивающего перемещение ПМК в пространстве, используется электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ), то движение в поле тяготения Земли на этом этапе происходит по раскручивающейся спирали в течение 3–5,5 месяцев [76], после чего он выходит на траекторию полета к Марсу (рис. 21.2).



**Рис. 21.1.** Полетная схема с межорбитальными переходами ПМК Земля–Марс и Марс–Земля по хомановским траекториям (длительность межорбитального перелета – 8,5 мес, полета ПМК по ОИСМ – 15 мес, общая продолжительность – 2 года 8 мес, положение Земли ⊕ и Марса ♂ на своих орбитах:

1 – старт ПМК от Земли к Марсу; 2 – приход ПМК к Марсу; 3 – старт ПМК от Марса к Земле; 4 – приход ПМК к Земле

3. *Полет ПМК от Земли к Марсу.* Этот этап для ПМК с ДУ большой тяги занимает около 8,5 мес, с ЭРДУ – 8–10 мес, в течение которых проводится ряд коррекций траектории полета ПМК.



**Рис. 21.2.** Полетная схема ПМК с ЭРДУ (раскрутка у Земли – 3,2 мес, межорбитальный перелет Земля–Марс – 8,6 мес, скрутка у Марса – 1,6 мес, полет по ОИСМ – 1,0 мес, раскрутка у Марса – 1,4 мес, межорбитальный перелет Марс–Земля – 8,2 мес, общая продолжительность – 2 года, положение Земли ⊕ и Марса ♂ на своих орбитах:

1 – отлет ПМК от Земли к Марсу; 2 – приход ПМК к Марсу; 3 – отлет ПМК от Марса к Земле; 4 – приход ПМК к Земле

При использовании ЭРДУ двигатели работают значительную часть времени, обеспечивая расчетную траекторию межорбитального перелета.

4. *Переход ПМК на орбиту искусственного спутника Марса (ОИСМ).* В поле тяготения Марса осуществляется торможение корабля с выходом на круговую околомарсианскую орбиту высотой 400...500 км. При этом ПМК с ЭРДУ при подходе к Марсу за счет непрерывной работы двигателей малой тяги снижается по сходящейся спирали и через 1,5–2 мес выходит на эту орбиту.

5. *Полет ПМК по ОИСМ.* Продолжительность этого этапа определяется необходимостью ожидания момента времени, когда взаимное расположение Земли и Марса будет благоприятным для совершения перелета Марс – Земля. Для схемы с хомановскими перелетами по эллиптическим траекториям этот срок составляет около 15 мес (общее время проведения экспедиции от старта с ОИСЗ до

возвращения на нее – около 3 лет). За этот период может быть проведено дистанционное исследование Марса, его естественных спутников Фобоса и Деймоса, а также поверхности планеты автоматическим посадочным аппаратом или планетной экспедицией в составе двух – трех космонавтов. Взлетная ступень автоматического или пилотируемого аппарата по завершении работы стартует с планеты, сближается и стыкуется с ПМК. По окончании перехода экипажа планетной экспедиции в корабль и переноса в него образцов грунта и проб воздуха взлетная ступень аппарата отделяется и уводится от ПМК. В настоящее время при разработке проекта ПМК с ЭРДУ исследуется возможность сокращения длительности этого этапа до одного месяца за счет использования траекторий возвращения к Земле с низким перигелием (в районе орбиты Венеры), как это показано на рис. 21.2 [76]. Такое решение проблемы сокращения общей длительности экспедиции к Марсу (до двух лет) осложнено ограничениями по обеспечению допустимого теплового режима ПМК на близком расстоянии от Солнца. Кроме того, требуются большие затраты топлива ДУ корабля.

6. *Переход ПМК с ОИСМ на траекторию полета к Земле.* По окончании программы работ на ОИСМ и подготовки к возвращению корабль разгоняется и переходит на траекторию перелета к Земле. Движение ПМК, оснащенного ЭРДУ, на этом этапе полета происходит по раскручивающейся спирали в течение 1,5–2 мес.

7. *Полет ПМК от Марса к Земле.* Длительность этого этапа составляет 8–9 мес, в течение которых проводится ряд коррекций траектории полета ПМК, обеспечивающих его вход в поле тяготения Земли с необходимыми параметрами. При использовании ЭРДУ ее двигатели работают на значительной части траектории перелета.

8. *Переход с межпланетной траектории на ОИСЗ и завершение полета ПМК.* После входа корабля в поле тяготения Земли проводится его торможение с выходом на круговую околоземную орбиту высотой 450...500 км. ПМК с ЭРДУ выполняет торможение, приближаясь к Земле по сходящейся спирали, снижается в течение 1,5–2,5 мес до указанной высоты и остается на этой орбите. После проведения карантинных мероприятий экипаж доставляется с ПМК на Землю орбитальным транспортным кораблем. ПМК может оставаться некоторое время на околоземной орбите, проходя послеполетное обслуживание, восстановительные работы, необходимую доработку и подготовку к следующему полету. Если

же будет сочтено, что его летный ресурс исчерпан, корабль может быть в автоматическом режиме переведен на высокую орбиту «парковки».

Возможен и другой вариант возвращения, когда ПМК проходит мимо Земли на небольшом расстоянии от верхней границы атмосферы, а экипаж в возвращаемом аппарате, заранее отстыкованном от корабля, выполняет маневр входа в атмосферу и садится в выбранном районе [76, 88].

## **21.2. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРУЕМОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО ПОЛЕТА И ИХ ВЛИЯНИЕ НА УПРАВЛЕНИЕ**

Полет человека к планетам Солнечной системы имеет ряд особенностей, определяющих его коренное отличие от полетов в околоземном пространстве и предъявляющих особые требования к межпланетному кораблю и его экипажу, а также к разработке системы и методов управления.

Во-первых, значительная удаленность ПМК от Земли (при полете к Марсу – до 375 млн км) в течение практически всего полета, во-вторых, специфика внешних условий полета. Эти особенности носят общий характер для разных конструктивных вариантов ПМК и схем полета. Третья особенность заключается в специфике решения баллистико-навигационных задач при межпланетных полетах, в частности, в схемах полета КА с малой тягой. Все эти факторы вызывают ряд следствий, которые во многом влияют на формирование методов управления полетом ПМК. Рассмотрим эти следствия несколько подробнее.

1. *Невозможность существенного сокращения длительности полета с целью ускоренного возвращения экипажа на Землю и вызванная этим необходимость продолжения полета при возникновении любых НС.* Сокращение продолжительности полета ПМК объективно ограничено баллистическими условиями. Тем не менее система управления полетом ПМК должна быть способна использовать эту меру в той степени, в которой она осуществима, и решать задачу расчета и применения кратчайших по времени траекторий возвращения корабля к Земле из любой точки его полета. Кроме того, эта особенность при управлении полетом ПМК вызывает необходимость максимального снижения вероятности возникновения НС, требующих прерывания полета или существенно-го сокращения его длительности.

2. *Высокая степень непредсказуемости ситуаций, которые могут возникнуть в малоизученных условиях пилотируемого межпланетного полета.* Следует ожидать, что в полете ПМК (особенно в первом) могут сложиться ситуации, которые невозможно предвидеть заранее. Часть их, очевидно, будет носить характер НС, когда экипажу корабля и системе управления в целом придется принимать и реализовывать необычные решения. Эта особенность требует от системы управления полетом способности парирования любых НС и адаптации к любым непредвиденным обстоятельствам, в том числе вызванным аномалиями в состоянии самой системы управления. Каждое аномальное изменение структуры системы управления полетом из-за утраты отдельными звеньями дееспособности или части своих функций для сохранения требуемых качеств должно будет сопровождаться сменой метода управления в соответствии с характером происшедшего изменения.

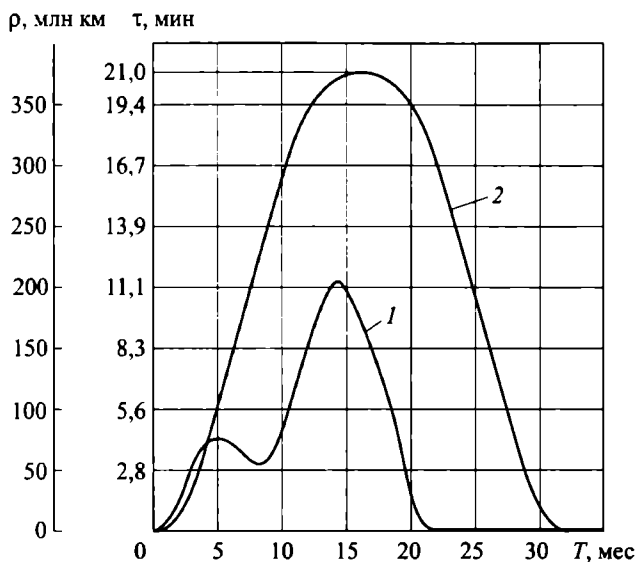
3. *Большая длительность прохождения радиосигналов при обмене информацией между кораблем и Землей накладывает ряд ограничений на возможности НКУ при управлении кораблем в режиме реального времени.* При полете к Марсу, когда расстояние между Землей и ПМК может достигать 375 млн км, как уже упоминалось в § 20.1, задержка прихода сигнала может составлять до 21 мин (в одну сторону). На рис. 21.3 для двух схем проведения экспедиции к Марсу (с использованием двигательных установок малой и большой тяги) приведен график зависимости дальности  $\rho$  и задержки сигнала  $\tau_{\text{з.с}}$  от времени, отсчитываемого с начала полета:

$$\tau_{\text{з.с}} = \frac{\rho}{c}, \quad (21.1)$$

где  $c$  – скорость света.

Такая задержка сигнала может привести к увеличению длительности цикла управления кораблем с Земли на  $\sim 40$  мин. Это ограничит возможности оперативного контроля исполнения выданных команд и протекания полетных операций, обнаружения возникающих аномалий и реагирования на них, особенно в ситуациях, требующих срочного вмешательства ГОГУ с выдачей на борт корабля команд радиоуправления и рекомендаций экипажу. Эта особенность определяет также и отличие режима переговоров экипажа ПМК с Землей от режима переговоров при орбитальных полетах, вызванное тем, что каждому участнику такого разговора придется долго ждать от-

вета собеседника на свои сообщения (удвоенное время прохождения сигнала). Поэтому обмен информацией между экипажем ПМК и Землей, по-видимому, необходимо будет вести в основном в виде переписки с использованием электронной почты. В связи с этим усложнится организация взаимодействия между ГОГУ и экипажем при возникновении аварийных ситуаций.



**Рис. 21.3.** Зависимость расстояния  $\rho$  и времени  $\tau$  прохождения сигнала между Землей и ПМК от времени полета  $T$ :

1 – для схемы полета с ЭРДУ (см. рис. 21.2); 2 – для схемы с хомановскими траекториями межорбитальных переходов (см. рис. 21.1)

4. *Отсутствие возможности доставки с Земли на ПМК грузов* для пополнения запасов расходуемых компонентов и замены неисправных или выработавших свой ресурс приборов и элементов оборудования, а также доставки запасных частей и материалов, которые могут понадобиться для ремонта бортовых систем, агрегатов и конструкции корабля. Эта особенность при разработке корабля требует тщательного подхода к определению необходимых запасов, которые должны находиться на борту ПМК в момент его старта от Земли, с учетом вероятности возникновения в полете различных неисправностей и перерасхода ресурсов (топлива двигательной установки, средств обеспечения жизнедеятельности экипажа). Кроме

того, она определяет необходимость лимитирования, тщательного планирования и контроля расхода ресурса работы бортовых систем, экономного расходования запасов. Экипаж при этом должен уметь использовать при любых ремонтно-восстановительных работах инструмент и материалы из набора, имеющегося на борту корабля, а наземный персонал – разрабатывать для экипажа методики выполнения ремонта подручными средствами.

5. *Чувствительность траектории полета ПМК к ошибкам управления движением его центра масс.* Это свойство особенно характерно для траекторий полета ПМК с малой тягой. Оно обуславливает жесткие требования к методам измерения параметров фактической траектории, расчета потребной траектории и обеспечивающих маневров, а также к системе управления движением корабля. Поэтому следует учитывать необходимость быстрого формирования новой схемы полета ПМК в некоторых случаях, например в ситуациях, требующих отмены этапа движения по планетоцентрической орбите. Изменение схемы полета может понадобиться и для изменения длительности полета в случае непредвиденных задержек выполнения таких кардинальных маневров, как торможение у планеты или старт к Земле. Многие составляющие этой части процесса управления полетом ПМК в значительной степени отработаны на автоматических межпланетных аппаратах с двигательными установками большой тяги. Ряд работ содержит исследование этих вопросов применительно к космическим аппаратам с малой тягой [10, 49, 73, 76]. Следует отметить, что использование в качестве маршевого двигателя электрореактивной установки малой тяги затрудняет быстрое выполнение маневров изменения траектории и требует особого подхода к БНО полета.

6. *Повышенная, по сравнению с полетом по ОИСЗ, интенсивность как фонового галактического космического излучения, так и нестационарных потоков радиации при вспышках на Солнце* ввиду отсутствия защитного влияния магнитного поля Земли [40]. Эта особенность влечет планирование мер по защите экипажа от вредного влияния космической радиации. К таким мерам относят назначение специальных медикаментов при опасном повышении интенсивности излучения, укрытие экипажа в радиационном убежище. В течение полета должен вестись контроль интенсивности космического излучения, а также доз радиации, получаемых каждым космонавтом, и с учетом его результатов приниматься медицинские профилактические или лечебные меры.

7. *Метеоритная опасность* [19, 46]. Специфика этой опасности для ПМК заключается в том, что даже в случае разгерметизации какого-либо из обитаемых отсеков корабль должен продолжать полет и завершить его возвращением на орбиту ОИСЗ. При этом космонавты должны будут выполнять возложенные на них функции управления полетом корабля, используя элементы системы управления, расположенные в отсеках, сохранивших герметичность. Для этого все обитаемые отсеки оснащают устройствами, обеспечивающими экипажу возможность управления полетом.

8. *Значительное изменение плотности потока солнечного излучения* в ходе полета ПМК. На траектории полета от Земли к Марсу расстояние ПМК до Солнца изменяется в пределах ~150...228 млн км. Соответственно плотность потока солнечного излучения (СИ), т. е. его мощность, приходящаяся на 1 м<sup>2</sup> поверхности, перпендикулярной солнечным лучам, изменяется от 1360 до 600 Вт/м<sup>2</sup>:

$$i_p = i_3 \frac{r_3^2}{\rho^2}, \quad (21.2)$$

где  $i_p$  – плотность потока СИ на расстоянии  $\rho$  от Солнца;  $i_3$  – плотность потока СИ у Земли (1360 Вт/м<sup>2</sup>);  $\rho$  – расстояние между ПМК и Солнцем;  $r_3$  – средний радиус орбиты Земли (149,55 млн км).

При возвращении от Марса к Земле, если для сокращения общей продолжительности экспедиции выполняется пролет вблизи Солнца на расстоянии 85...90 млн км (см. рис. 21.2), максимальное значение плотности будет составлять ~4000 Вт/м<sup>2</sup>. Эта особенность межпланетного полета отражается в проектных решениях по обеспечению теплового режима ПМК и его энергоснабжению от солнечных батарей. При управлении полетом ПМК необходимо, учитывая изменение этой величины, проводить своевременное переключение режимов работы системы энергоснабжения, использующей в качестве генератора тока солнечные батареи, и системы терморегулирования. Последняя в ходе полета ПМК должна справляться со своей задачей при значительных вариациях значений внешнего теплопритока. Не исключено, что эта особенность может требовать соответствующей ориентации ПМК относительно Солнца, чтобы его элементы, наиболее чувствительные к изменению температуры, были затенены корпусом корабля или, наоборот, освещены Солнцем. При использовании солнечных батарей

для энергоснабжения ЭРДУ также может понадобиться изменение режима ее работы в зависимости от расстояния до Солнца.

9. *Психологическое воздействие на экипаж факторов большой удаленности от Земли и обитания в течение длительного времени в обстановке межпланетного полета, малоизученной с точки зрения влияния на человека.* Эта проблема решается при проектировании системы и методов управления полетом, чтобы максимально удовлетворять эргономичности, простоте и удобству использования экипажем [67]. Кроме того, она требует эффективных мер психологической поддержки экипажа с Земли, а также соблюдения определенных правил планирования его деятельности. Одной из мер, снижающих негативные последствия указанного воздействия, могло бы стать приобретение экипажем ПМК опыта полетов в ходе испытательных рейсов корабля со значительным удалением от Земли, но такое решение затруднено фактором расхода «ресурса» космонавтов по допустимой дозе космического излучения.

Методы управления полетом ПМК разрабатываются с учетом специфики межпланетного полета таким образом, чтобы гарантировать их применение при любой схеме движения корабля в окколосолнечном пространстве и использовании двигательных установок как малой, так и большой тяги.

### **21.3. ПИЛОТИРУЕМЫЙ МЕЖПЛАНЕТНЫЙ КОРАБЛЬ КАК ОБЪЕКТ УПРАВЛЕНИЯ**

Как объект управления ПМК характеризуют в первом приближении следующие основные факторы.

#### ***Состав основных полетных операций.***

1. Разгон ПМК у Земли или у планеты с выходом на траекторию межпланетного полета.

2. Обеспечение движения ПМК по требуемой межпланетной траектории за счет работы ЭРДУ (для корабля с ЭРДУ).

3. Маневр коррекции орбиты или изменения траектории полета ПМК.

4. Выполнение разворотов ПМК для изменения ориентации его осей.

5. Торможение у планеты назначения или у Земли с выходом на орбиту ее искусственного спутника (ОИСП).

6. Запуск с борта ПМК и размещение на ОИСП спутников-ретрансляторов для обеспечения связи с посадочным аппаратом.

7. Подготовка посадочного аппарата к спуску на планету, отход его от ПМК, спуск.

8. Выполнение программы исследований на поверхности планеты.

9. Подготовка и взлет посадочного аппарата с поверхности планеты, сближение и стыковка с ПМК, передача на ПМК образцов грунта, проб атмосферы и носителей информации.

10. Выполнение навигационных определений экипажем.

11. Автоматическое выполнение навигационных измерений.

12. Осуществление связи ПМК с Землей.

13. Осуществление связи ПМК с посадочным аппаратом.

14. Операции планового технического обслуживания бортовых систем ПМК, проводимого в соответствии с регламентом, и внепланового, выполняемого по мере необходимости.

15. Ремонт бортовых систем, оборудования и элементов конструкции корабля.

16. Тесты бортовых систем, выполняемые для уточнения текущего состояния и рабочих характеристик, проверки их работоспособности перед ответственными операциями или для диагностики неисправностей при возникновении аномальных ситуаций.

17. Научные исследования, эксперименты и наблюдения.

18. Проведение экипажем телевизионных репортажей.

19. Выход экипажа в открытый космос и работы вне корабля (только при необходимости с целью ремонта или замены элементов конструкции).

20. Ориентация солнечных батарей (СБ) ПМК относительно Солнца для обеспечения нужного энергопритока, осуществляемая в течение всего полета.

21. Исследование естественных спутников планеты.

Операции 1, 2, 5–9, 11, 13, 21 являются специфическими для ПМК и требуют разработки и отладки методик управления его полетом. Операция 19, возможно, будет отличаться от аналогичной операции на орбитальных станциях. Остальные полетные операции ПМК представляются достаточно близкими по технологии к выполняемым на орбитальных станциях или автоматических аппаратах.

Основная часть операций ПМК имеет типовой характер. Полетные операции, задачей которых является проведение тестов

бортовых систем с целью диагностики неисправностей, в ряде случаев могут разрабатываться в ходе полета с учетом особенностей возникшей НС.

**ПМК как абонент информационного обмена.** В информационном аспекте ПМК как объект управления в настоящее время может быть оценен ориентировочно, поскольку на начальном этапе проектирования корабля представление об объеме информационных потоков, которые должны циркулировать в контуре управления полетом ПМК, весьма приблизительно.

Как известно из практики проектирования и эксплуатации орбитальных космических кораблей и станций, основным объектом контроля и управления и соответственно источником информации, используемой для контроля полета, а также адресатом управляющей информации являются их бортовые системы. Сравнение возможных состава и сложности бортовых систем ПМК с аналогичными характеристиками орбитальной станции «Мир» и РС МКС позволяет сделать вывод о том, что объемы телеметрической и управляющей информации должны представлять собой величины одинакового порядка. Например, объем телеметрии  $\sim 3 \cdot 10^4$  параметров, управляющих воздействий  $\sim 10^4$  наименований, поток передаваемой на Землю информации – до 50 Мбайт/сут, управляющей информации, воспринимаемой бортовыми системами,  $\sim 3,5$  кбайт/сут.

Потребность в переговорах между экипажем ПМК и Землей, исходя из опыта управления полетом станций «Мир» и МКС, может составить в среднем 2–3 чел./ч каждые сутки полета. Часть этого времени совмещается с выполнением космонавтами разных работ. Однако, начиная с некоторой дальности ПМК от Земли, ввиду необходимости вести переговоры с помощью электронной почты (из-за увеличения длительности прохождения радиосигнала) такая возможность будет заметно ограничена.

Потребность в передаче телевизионного изображения с борта ПМК на Землю может составлять от десятка минут до нескольких часов в сутки, в зависимости от этапа полета и от выполняемых операций. Телевизионные передачи с борта ПМК необходимы на Земле для контроля медицинского состояния космонавтов, выполнения экипажем ответственных операций (ремонтные работы, выход в открытый космос), внешнего и внутреннего осмотра ПМК, при отходе от корабля и при стыковке с ним посадочного аппарата, исследовании поверхности планеты и ее спутников, а также для проведения экипажем репортажей.

Поскольку характеристики ПМК как абонента информационного обмена в контуре управления полетом, вероятно, будут близки аналогичным характеристикам РС МКС, можно предположить, что для обработки потоков информации, циркулирующей в этом контуре, подойдут методы и средства, используемые при управлении полетом этой станции, с учетом особенностей, изложенных в § 20.1, 21.3. Тем не менее существуют отличия в возможностях информационного обмена за счет разницы в пропускной способности каналов связи и значительной задержки прохождения сигнала при большом удалении ПМК от Земли.

## 21.4. СПЕЦИФИКА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ПИЛОТИРУЕМОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ

Анализ особенностей пилотируемого межпланетного полета и характеристик ПМК как объекта управления указывает на то, что в управлении его полетом целесообразно использовать в качестве основы хорошо отработанные и положительно зарекомендовавшие себя методы, рассмотренные в предыдущих главах этой книги, с дальнейшим их развитием (см. гл. 20), направленным на повышение эффективности. В этом параграфе рассмотрим особенности применения указанных методов к полету первого межпланетного корабля. Следует отметить, что эти особенности зависят также от конфигурации системы управления полетом в рассматриваемый момент времени. Общими для конфигураций системы управления, включающих НКУ, являются особенности, определяемые в основном ограничениями в обмене информацией между ПМК и НКУ.

*Первая особенность* – необходимость рационального распределения функций между НКУ, экипажем и БКАУ.

Оптимальное распределение функций управления полетом ПМК опирается на принятые критерии и возможности каждого звена (см. § 1.4) с учетом перспектив их дальнейшего развития и отличий межпланетного полета.

*Вторая особенность* – это специфика управления бортовыми системами ПМК со стороны НКУ при передаче УВ, а также радиogramм и указаний экипажу, связанная с длительностью прохождения радиосигнала между НКУ и ПКА. При формировании КПИ потребуются автоматический расчет необходимого упреждения, с которым следует отправлять с Земли каждую команду или серию

команд, или очередной МЦИ. Значение упреждения должно быть равно расчетной длительности прохождения сигнала от Земли до ПКА:  $\tau_{\text{пр}} = \tau_{\text{з.с}}$  (см. (21.1)).

При необходимости исполнения какой-либо команды в точно заданное время  $t_{\text{исп}}$  возможны два способа решения этой задачи в зависимости от точности исполнения команды, счета бортового времени, выдачи команды с наземной станции и знания длительности прохождения сигнала от Земли до ПМК.

Первый способ предполагает отправку прямой команды с наземной станции в режиме точной выдачи в период взаимной радиовидимости ПКА и НКУ.

Точность исполнения будет составлять величину  $\delta t_{\Sigma_1}$ , определяемую выражением

$$\delta t_{\Sigma_1} = \sqrt{\delta t_{\text{в}}^2 + \delta \tau_{\text{пр}}^2 + \delta \tau_{\text{исп}_1}^2}, \quad (21.3)$$

где  $\delta t_{\text{в}}$  – разброс времени выдачи команды с наземной станции;  $\delta \tau_{\text{пр}}$  – точность определения длительности  $\tau_{\text{пр}}$  прохождения сигнала от наземной станции до ПМК;  $\delta \tau_{\text{исп}_1}^2$  – разброс времени в цепи исполнения команды на борту ПМК при первом способе выдачи, т. е. времени от момента прихода  $t_{\text{пр}}$  на борт ПКА до фактического исполнения  $t_{\text{исп}}$  в бортовой системе ПКА. Отметим, что при полетах космических аппаратов по околоземным орбитам эта задача часто решается именно таким способом, в основном за счет соблюдения требуемой точности выдачи прямой команды с наземной станции слежения. В этом случае ошибкой в длительности прохождения сигнала, вызываемой неточностью знания расстояния до КА, и разбросом времени в цепи исполнения команды пренебрегают ввиду их малости.

При решении указанной задачи вторым способом код этой команды вместе с кодом задаваемого времени исполнения заблаговременно передается с Земли на борт ПМК и вводится в БКАУ или во временное устройство, входящее в состав РКП. По наступлении заданного времени введенная команда инициирует в БКАУ отработку соответствующей программы управления системами корабля или же выдается из временного устройства в РКП для дальнейшей трансляции в соответствующую бортовую систему либо ее

разветвления, либо для запуска жесткой программы управления бортовыми системами. Точность исполнения будет составлять величину  $\delta t_{\Sigma_2}$ , определяемую выражением

$$\delta t_{\Sigma_2} = \sqrt{\delta t_{\text{исп}_2}^2 + \delta \tau_s^2}, \quad (21.4)$$

где  $\delta t_{\text{исп}_2}$  – разброс времени в цепи исполнения команды на борту ПМК при втором способе выдачи;  $\delta \tau_s$  – точность счета бортового времени.

Выбор первого или второго способов решения задачи точного исполнения на ПМК команд в заданное время решается сравнением допустимого разброса времени исполнения команды  $\delta t_{\text{доп}}$  с  $\delta t_{\Sigma_1}$  и  $\delta t_{\Sigma_2}$ :

если  $\delta t_{\Sigma_1} < \delta t_{\text{доп}}$ , а  $\delta t_{\Sigma_2} > \delta t_{\text{доп}}$ , то должен быть выбран первый способ;

если  $\delta t_{\Sigma_1} > \delta t_{\text{доп}}$ , а  $\delta t_{\Sigma_2} < \delta t_{\text{доп}}$ , то должен быть выбран второй способ;

если  $\delta t_{\Sigma_1} < \delta t_{\text{доп}}$  и  $\delta t_{\Sigma_2} < \delta t_{\text{доп}}$ , удобнее использовать первый способ как более простой.

Второй способ необходим при исполнении каких-либо команд вне периода радиовидимости. Он же применяется и в случае, когда исполнение планируется в период радиовидимости, а расчетный момент прямой выдачи наземной станцией НКУ с учетом требуемого опережения находится ранее начала периода.

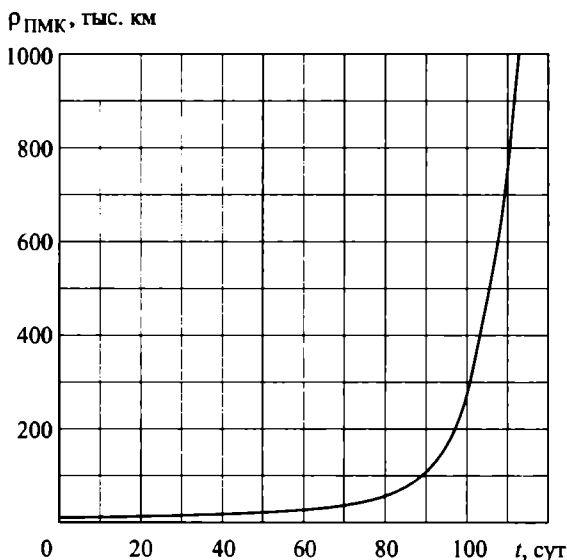
*Третья особенность* – это специфика взаимной радиовидимости НКУ и ПМК в процессе полета.

Взаимная радиовидимость ПМК и НКУ зависит от количества и расположения на Земле и в околоземном пространстве средств, обеспечивающих связь, а также от характера траектории корабля.

В период подготовки ПМК к полету при высоте орбиты ИСЗ ~ 450 км длительность радиовидимости корабля с каждой наземной станцией слежения составляет до 12 мин за один виток в зависимости от того, как проходит трасса полета КА относительно станции. На длительность связи через СР влияет их количество и размещение на геостационарной орбите. При одном СР длительность связи составляет около 50 мин за один виток; при трех, рав-

номерно размещенных на орбите, – непрерывно в течение всего полета ПМК по ОИСЗ. Для управления ПМК до определенной высоты полета на этом этапе целесообразно использовать СР, чтобы исключить операционные ограничения, накладываемые условиями связи ПМК с наземными станциями.

На этапе раскрутки при уходе ПМК, оснащенного ЭРДУ, от Земли геоцентрическое расстояние до корабля на каждом витке его спиральной траектории увеличивается в прогрессирующем темпе (рис. 21.4). До определенного момента растет и продолжительность радиовидимости ПМК с наземной станции слежения.



**Рис. 21.4.** Динамика изменения геоцентрического расстояния до ПМК при выполнении операции раскрутки у Земли

Следует учесть, что при высоте полета корабля, близкой к высоте геоцентрической орбиты, когда угловая скорость его движения относительно Земли будет близка к угловой скорости вращения планеты, при совпадении некоторых условий ПМК может зависнуть относительно земной поверхности в разрыве между зонами радиовидимости наземных станций слежения, оставаясь длительное время без связи с ЦУП. Эту особенность радиовидимости ПМК при раскрутке у Земли иллюстрирует рис. 21.5. На этапе скрутки при возвращении ПМК к Земле картина изменения про-

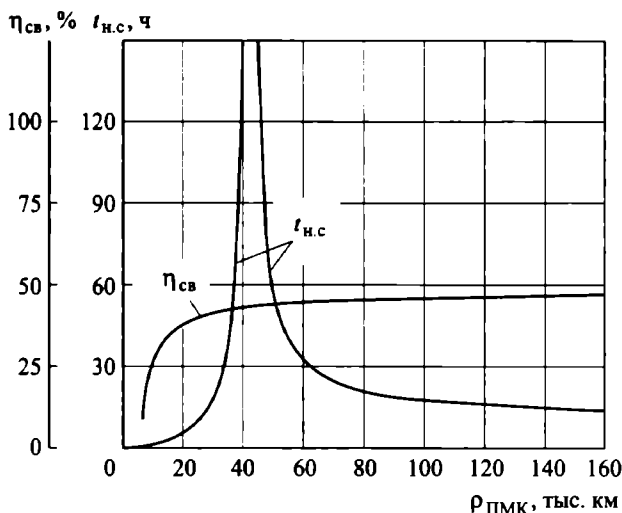


Рис. 21.5. Зависимость длительности радиовидимости ПМК с наземной станцией слежения  $t_{н.с}$  и коэффициента полноты связи  $\eta_{св}$  от геоцентрического расстояния  $\rho_{ПМК}$  на этапах раскрутки и скрутки у Земли

должительности радиовидимости ПМК с наземной станцией будет развиваться в порядке, обратном показанному на рисунке. Выявленные особенности связи на этом этапе позволят сделать выводы о требуемом размещении станций и о характеристиках траектории раскрутки.

При большом удалении ПМК от Земли ( $\rho_{ПМК} > 500$  тыс. км) изменение условий радиовидимости с наземных станций слежения связано в основном с вращением Земли и имеет цикличность, близкую к суточной. На этом этапе полета ПМК одна станция обеспечивает ежесуточно примерно 11-часовую непрерывную радиовидимость. Наличие хотя бы двух наземных станций в восточном и западном полушариях Земли позволяет обеспечить радиовидимость ПМК, близкую к круглосуточной (до 22 ч в сутки, в зависимости от разнесения станций по географической долготе).

Исходя из принципа использования всех доступных мер повышения надежности управления полетом представляется необходимым в течение как можно большего времени полета обеспечить непрерывную связь ПМК с НКУ как с самым мощным звеном контура управления полетом несмотря на непрерывный контроль

средствами БКАУ. Необходимая продолжительность связи может быть предусмотрена за счет применения нескольких СР на околоземном этапе (до достижения ПМК геоцентрического расстояния, при котором еще возможна радиосвязь с СР) и нескольких наземных станций дальней космической связи на этапах межпланетного полета. В настоящее время существует пять таких станций с эффективной площадью антенн  $S_{эф} = 2600 \text{ м}^2$ , разнесенных нужным образом по географической долготе: в США (Голдстоун), Испании (Мадрид), Австралии (Канберра), России (Уссурийск) и Украине (Евпатория). Кроме того, в Германии (Эдельсдорф) расположена станция с  $S_{эф} = 5500 \text{ м}^2$ , а в Японии (Усуда), Австралии (Паркс) и России (Медвежий озеро и Калязин) – станции с  $S_{эф} = 1900 \text{ м}^2$ .

Следует отметить, что наземные станции дальней космической связи в период полета ПМК могут быть использованы и для обеспечения полетов КА по другим программам. Это обстоятельство может повлиять на возможность круглосуточного контроля полета ПМК. Однако опыт управления автоматическими межпланетными КА свидетельствует о крайней необходимости непрерывного получения ЦУП потока ТМИ с КА, хотя бы даже низкой информативности, для обнаружения наиболее опасных аномальных ситуаций.

Нужно также иметь в виду, что при заходе ПМК за диск Марса во время полета по ОИСП или за диск Солнца на этапе межпланетного перелета возникают перерывы в радиовидимости с Земли на время порядка 40 мин и 7 сут соответственно.

*Четвертая особенность* – ограничение возможностей НКУ в реагировании на быстротечные НС, возникающие на борту ПМК, вследствие увеличенной длительности прохождения  $\tau_{пр}$  контрольной информации по линии борт – Земля и управляющей информации по линии Земля – борт. Время  $\tau_{НКУНС}$ , отводимое НКУ на обнаружение данной НС, идентификацию, определение располагаемого времени, подготовку и принятие решения уменьшается по мере роста дальности до ПМК, и условие, необходимое для эффективного реагирования НКУ на НС, как следует из рис. 16.3, выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned} \tau_{НКУНС} = \tau_{обнар_{г\text{ар}}} + \tau_{идент_{г\text{ар}}} + \tau_{опр.расп.вр_{г\text{ар}}} + \\ + \tau_{реш_{г\text{ар}}} < \tau_{кр} - \tau_{пр.НС_{г\text{ар}}} - 2\tau_{пр}. \end{aligned} \quad (21.5)$$

Смысл величин, содержащихся в этом неравенстве, пояснен в § 16.3.

На стадии проектирования ПМК и системы управления полетом необходимо из числа рассмотренных аномальных ситуаций выделить те, для которых указанное условие не выполняется, т. е. НКУ до момента наступления критической фазы НС не успевает выполнить процедуры, необходимые для прекращения ее развития и нормализации ситуации. В отношении этих НС должны быть приняты возможные проектные меры к увеличению  $\tau_{кр}$  или к уменьшению  $\tau_{обнар_{гар}}$ ,  $\tau_{идент_{гар}}$ ,  $\tau_{опр.расп.вр_{гар}}$ ,  $\tau_{реш_{гар}}$  и  $\tau_{пр.НС_{гар}}$  либо предусмотрено их парирование БКАУ и бортовой автоматикой, не входящей в состав БКАУ.

*Пятая особенность* – это необходимость согласования действий экипажа (или БКАУ) и НКУ при возникновении НС с учетом задержки в обмене информацией между ПМК и НКУ. Согласование может быть реализовано, если располагаемое время до начала выполнения программы ликвидации НС достаточно.

Действия НКУ, БКАУ и экипажа при выполнении основных компонентов процесса управления полетом ПМК будет иметь ряд отличий от отработанных при управлении полетом орбитальных станций и обобщенных в гл. 6, 14–16. Они также зависят от конфигурации, в которой находится контур управления.

При планировании указанные отличия будут отражены в правилах и ограничениях, обусловленных спецификой межпланетного полета, а также в повышенных требованиях к гибкости и оперативности при возникновении нерассмотренных заранее НС.

В качестве продукта планирования полета ПМК целесообразно предложить, как и при планировании полета пилотируемых орбитальных станций, три вида документов, которые отражают единый план полета с разной степенью детализации, охватом разных периодов полета, разными уровнями и составом планируемых компонентов процесса выполнения полета.

Во-первых, долгосрочный план полета ПМК, охватывающий весь полет или оставшуюся его часть. Он должен разрабатываться исходя из принятой стратегии и содержать, в отличие от долгосрочного плана орбитальной станции, определенный объем дополнительной информации, получаемой в результате баллистических расчетов. В него могут входить продолжительность основных этапов полета (раскруток и скруток у Земли и планеты, пребывания у пла-

неты, перелетов Земля – планета и планета – Земля), расстояния от корабля до Земли и до планеты в зависимости от времени полета, режимы работы ДУ корабля (включена или выключена, значение тяги ЭРДУ, если она регулируемая), задержка сигнала при обмене информацией между кораблем и НКУ, необходимый вид ориентации ПМК в разные периоды полета. Кроме указанной информации в долгосрочный план полета должен входить план выполнения ответственных полетных операций и работ.

Во-вторых, краткосрочный план полета на период одна–две недели.

В-третьих, детальный план полета на ближайшие 4–5 дней.

Содержание и форма представления названных разновидностей плана полета может варьировать в зависимости от того, каким из управляющих звеньев разрабатывался и каким звеньям план представляется для исполнения. Краткосрочный и детальный планы могут соответствовать описанию в гл. 6 или § 20.3 (упрощенный план, разрабатываемый БКАУ).

Некоторая часть плана будет инвариантна по отношению к различным конфигурациям контура управления полетом: та его часть, которая касается выполнения операций, связанных с поддержанием условий, требуемых для существования экипажа и работы аппаратуры корабля, обеспечением функционирования бортовых систем. Она должна выполняться безусловно при любом изменении конфигурации контура.

Значения измеряемых текущих навигационных параметров, используемых для баллистических расчетов, необходимых для подготовки планов полета, звено, разрабатывающее план, должно получать из всех дееспособных источников – от НКУ (внешнетраекторные измерения), БКАУ (автономные автоматические измерения), экипажа (автономные ручные измерения).

Одним из определяющих факторов обеспечения эффективности деятельности экипажа является оптимальная организация режима труда и отдыха. К нему предъявляют особые требования по сравнению с режимом, принятым для орбитальных ПКА и предусматривающим одновременный сон всех космонавтов. Отсутствие возможности срочного возвращения на Землю в ходе межпланетного полета требует высокой надежности своевременного обнаружения и парирования системой управления полетом возникающих НС. В периоды одновременного сна всего экипажа эта функция выполняется БКАУ и НКУ (при наличии радиовидимости). Эти

звенья не используют органолептическую информацию, которая может быть получена только экипажем. Кроме того, в периоды сна исключается возможность сопоставления космонавтом различной информации, позволяющей выявить несоответствия, указывающие на возникновение аномалии.

Принимая во внимание высказанные соображения, при работе экипажа в совмещенном контуре управления полетом целесообразно использовать двухсменный режим, график которого показан на рис. 21.6. Этот режим обеспечивает постоянное присутствие на борту корабля бодрствующих членов экипажа, удовлетворяя условиям, приведенным выше.

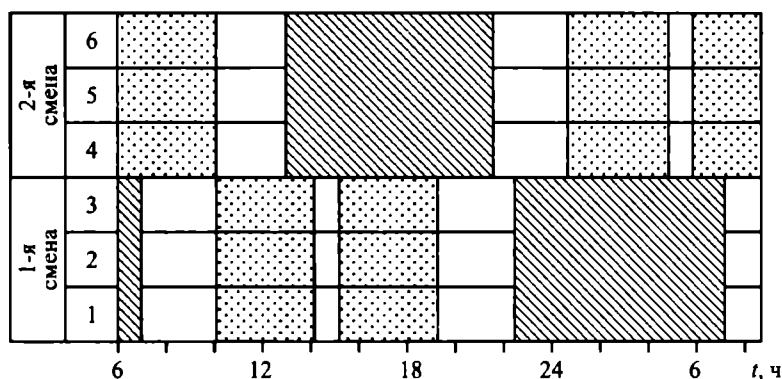


Рис. 21.6. График двухсменной работы экипажа ПМК

В вариантах конфигурации контура управления полетом с недееспособностью БКАУ отсутствует непрерывный автоматический контроль полета и эту функцию должен выполнять экипаж ПМК. В целях обеспечения круглосуточного контроля полета ПМК и оперативного реагирования на выявленные аномалии в этих вариантах режим дня космонавтов должен предусматривать трехсменный график работы. Возможный режим для шести членов экипажа представлен на рис. 20.1.

В предложенных режимах труда и отдыха могут быть предусмотрены периоды совместного бодрствования всего экипажа для личного общения, обсуждения текущих проблем и принятия коллегиальных решений.

К числу достоинств режимов двухсменной и трехсменной работы экипажа кроме постоянного контроля полета следует отнести

возможность удобного графика использования рабочих мест, средств физической тренировки и бытового оборудования. Это упрощает решение ряда проектных вопросов, связанных с составом и компоновкой этих средств внутри корабля.

При трехсменном режиме (см. рис. 20.1) каждый космонавт работает ежедневно. При этом возникают проблемы обеспечения недельного баланса рабочего времени, соответствующего требованиям космической медицины, и компенсации отсутствия выходных дней. Эти проблемы могут быть частично решены следующим образом: поочередно один из двух космонавтов, образующих смену, работает 8,5 час, второй – 5,2 ч. Таким образом, в среднем, рабочий день каждого будет составлять 6,85 ч/сут, а ежемесячные трудозатраты ~ 200 ч/мес (при рекомендуемых ~ 180 ч/мес). Такое превышение нормы (~ 11 %) и отсутствие выходных дней оправдываются чрезвычайным характером ситуации (отказ БКАУ).

## **21.5. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ КОРАБЛЯ В СОКРАЩЕННЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ (СУБКОНТУРАХ)**

Для разных вариантов конфигурации контура управления полетом ПМК рассмотрим специфику выполнения экипажем корабля, НКУ и БКАУ основных функций управления, необходимое распределение этих функций и взаимодействие между ними. При этом в развитие положений, содержащихся в предыдущих главах, конкретизируем и детализируем методы управления полетом ПМК.

В первую очередь целесообразно рассмотреть конфигурации, в которых дееспособно только одно управляющее звено: БКАУ (субконтур 4 – см. рис. 1.5), экипаж (субконтур 5) или НКУ (субконтур 6). Это позволит установить максимальный объем функций, который способно выполнять каждое звено. Полученные выводы относительно реальных возможностей экипажа, НКУ и БКАУ должны использоваться при оптимизации распределения функций между звеньями в других вариантах конфигурации контура управления.

**Субконтур 4 (дееспособен только БКАУ).** Планирование полета в этой ситуации выполняется БКАУ в упрощенном варианте, как это описано в § 20.3, а контроль полета и реагирование на его результаты – в непрерывном режиме (см. § 1.4, 20.3).

Если экипаж сохраняет способность проведения ручных операций при возникновении НС, он может наряду с БКАУ выполнять определенные действия по обнаружению (используя данные СОИ), идентификации и парированию, насколько позволяют его возможности, ограниченные утратой управления бортовыми системами корабля.

**Субконтур 5 (дееспособен только экипаж).** Планирование полета корабля в рассматриваемой ситуации экипаж выполняет, используя САПП, инсталлированную в его ПЭВМ.

Для управления работой бортовых систем корабля космонавты должны выдавать на них через РКП управляющие воздействия в тех операциях, которые до этого осуществлялись по командам БКАУ или НКУ. Кроме того, космонавты должны выполнять ручную отдельные действия, производимые в нормальной ситуации бортовыми системами автоматически по командам БКАУ.

Полет контролируется экипажем круглосуточно в непрерывном режиме, как это показано в § 20.3. Выполнение его занимает значительную долю рабочего времени космонавтов. Затраты рабочего времени в некоторой степени компенсируются отсутствием переговоров с Землей, ТВ-репортажей о ходе полета и контактов с общественностью ввиду прекращения связи с НКУ. Выполнение научно-исследовательской программы на борту ПМК в этой ситуации может быть обеспечено только за счет значительной экономии времени на другие виды деятельности, что представляет собой трудноразрешимую проблему. Превышение нагрузки на экипаж из четырех космонавтов в рассматриваемом случае может составить ~ 50 %, на экипаж из шести человек – ~ 11 % при отсутствии выходных дней. Этот факт служит одним из аргументов в пользу выбора численности экипажа не менее шести человек. Для удовлетворения медицинским нормам при проектировании корабля должны быть приняты меры к снижению потребных затрат времени экипажа на наиболее трудоемкие виды работ. В целях круглосуточного контроля полета экипаж ПМК (шесть человек) должен будет, как указывалось в § 21.4, работать в три смены по два человека (см. рис. 20.1) Снижение затрат времени на контроль полета возможно только посредством расширения состава автоматических средств мониторинга критических параметров.

В ситуации, когда экипаж остается единственным дееспособным звеном в системе управления полетом ПКА, наиболее загруженными будут сутки проведения сложных полетных операций, таких как

выход в открытый космос, подготовка и выполнение расстыковки и отхода посадочного аппарата от ПМК, его возвращения с поверхности планеты на корабль, срочные ремонтные работы. В эти сутки целесообразно использовать двухсменный график работы (см. рис. 21.6). При этом один член экипажа выполняет запланированную операцию, а другой – ассистирует и одновременно осуществляет управление полетом, в том числе непрерывный контроль. Для обеспечения полноценного отдыха членов экипажа, норма трудозатрат которых может быть значительно превышена, желательно предусмотреть специальные методы интенсивной реабилитации.

**Субконтур 6 (дееспособен только НКУ).** Если экипаж полностью неработоспособен, полетом управляет НКУ. Планирование полета проводится НКУ, предусматривающим полетные операции без участия космонавтов.

При выполнении операций технического обслуживания систем ПМК НКУ может выдавать на них всю необходимую последовательность команд либо включать жесткие программы РКП, генерирующие эти команды по таким же циклограммам, которые в штатном режиме реализуются БКАУ.

Для снижения неблагоприятных воздействий задержки обмена телеметрической и командной информацией между НКУ и ПМК, перерывов в радиовидимости, и, как следствие, задержки реагирования НКУ на НС, в целях контроля должна широко использоваться автоматика, встроенная в бортовые системы корабля и не входящая в структуру БКАУ. Наиболее простым паллиативным решением этой задачи в ходе текущей операции может быть передача с систем, задействованных в этой операции, в логический блок РКП сигнала об их ненормальном состоянии и прерывание операции по команде РКП. Тогда по полученной с борта ПМК телеметрической информации НКУ проводит анализ возникшей НС и повторяет операцию, приняв необходимые меры для ее выполнения (например, изменив конфигурацию используемых систем или использовав резервный метод проведения операции).

В подобной ситуации НКУ, независимо от того, поступают или нет сообщения от экипажа корабля, должен передавать в его адрес информацию о плане полета, результатах контроля, принимаемых решениях, рекомендации относительно участия космонавтов в ликвидации НС, а также информацию, необходимую для психологической поддержки.

Ситуация, аналогичная рассматриваемой, номинально существовала в полете орбитальных станций «Салют» на его беспилотных этапах, продолжительность которых достигала нескольких месяцев. Успешное завершение этих этапов полета, а также полетов первых автоматических межпланетных аппаратов, не имевших на борту ЭВМ, свидетельствует о достаточной надежности управления полетом ПМК (при наличии связи), когда НКУ – единственное управляющее звено.

В периоды отсутствия радиовидимости недееспособными оказываются все три звена. Чтобы снизить вероятность НС в эти периоды, перед выходом корабля из зоны радиовидимости комплекс его бортовых систем следует переводить в конфигурацию, обеспечивающую сохранение жизнеспособности ПМК и нормальные условия существования экипажа без поступления УВ на системы (так называемый режим выживания).

Во втором варианте утраты дееспособности экипажем (когда он теряет возможность управления системами корабля, сохраняя при этом связь с НКУ и способность выполнять ручные операции) НКУ выполняет свои функции управляющего звена практически так, как и при полной утрате экипажем работоспособности. Однако есть и отличия. Разрабатываемый НКУ план полета включает деятельность экипажа в той мере, в которой он способен ее выполнять. Планирование осуществляется с привлечением экипажа для консультаций и согласований. В ходе контроля полета используют сообщения экипажа, содержащие оценку состояния корабля и собственного здоровья, сведения о внешней обстановке, результатах автономных навигационных измерений и баллистических расчетов, исследований и экспериментов. При возникновении НС в обнаружении, диагностировании и парировании наряду с НКУ может принимать участие и экипаж ПМК. В некоторых быстротечных НС экипаж вынужден выполнять действия по их ликвидации без участия НКУ, насколько позволяют его ограниченные возможности управления системами ПМК.

**Субконтур 1 (дееспособны экипаж и БКАУ).** Этот случай представляет собой нормальный вариант автономного управления полетом ПМК, рассмотренный в § 20.3, с некоторыми добавлениями.

Для проведения баллистических расчетов используется тот бортовой источник ИТП (ручной или автоматический), который рекомендован ранее с Земли (когда НКУ был дееспособен) на основе анализа специалистами ГОГУ достоверности обоих видов измерений.

Планирование полета осуществляется экипажем. После проверки сформированного плана на корректность, проводимой путем математического моделирования, космонавты выдают в БКАУ разрешение на его реализацию. Перед выполнением очередного фрагмента плана БКАУ предъявляет его экипажу. В случае отсутствия замечаний или после внесения необходимых поправок экипаж разрешает БКАУ выдачу УВ, необходимых для выполнения этого фрагмента. Сами космонавты при этом проводят запланированные ручные работы.

В бортовой документации и ПЭВМ экипажа на случай отказа БКАУ должен храниться типовый резервный план полета, охватывающий период в несколько дней с момента отказа (чтобы космонавты успели разработать план на весь оставшийся полет), и инструкции по действиям экипажа. Кроме того, экипаж ПМК должен периодически проводить разработку резервного плана полета для БКАУ на случай, если БКАУ останется единственным управляющим звеном.

При обнаружении БКАУ или космонавтами аномалии в состоянии корабля предпринимаются следующие действия.

Бортовой комплекс автоматического управления оповещает экипаж о выявленном отклонении от нормы с помощью аварийно-предупредительной сигнализации, сообщает сопутствующую информацию, необходимую для анализа ситуации, автоматически решает задачу идентификации НС, диагностирования причины возникновения и подготовки программы выхода из нее. При этом БКАУ не сразу начинает парирование НС, а предъявляет экипажу полученное решение. Одновременно эту же задачу решает и экипаж, используя программное обеспечение, содержащееся в ПЭВМ. Сопоставляя полученные результаты с результатами БКАУ, космонавты принимают окончательное решение и выполняют его с использованием БКАУ или без него.

Если признаки возникновения аномалии могут быть обнаружены только экипажем, он вводит в БКАУ информацию, необходимую для анализа состояния корабля и идентификации НС. Дальнейшие действия экипажа и БКАУ соответствуют описанным выше.

Предлагаемой логике взаимодействия БКАУ и экипажа по обнаружению аномалии и парированию вызванной ею НС соответствует алгоритм, представленный на рис. 21.7.

Распределение функций между экипажем и БКАУ в данной конфигурации контура управления полетом ПМК отражено в табл. 21.1.



Рис. 21.7. Алгоритм взаимодействия основных звеньев системы управления межпланетным полетом в конфигурации 1 (экипаж и БКАУ) при возникновении НС

Таблица 21.1

## Распределение функций между экипажем и БКАУ

| Функции управляющих звеньев                                                 | Экипаж     | БКАУ   |
|-----------------------------------------------------------------------------|------------|--------|
| Планирование полета                                                         | +          | (+)    |
| Навигационные измерения<br>и баллистические расчеты                         | (+)<br>(+) | +<br>+ |
| Выдача на бортовые системы ПМК срочных УВ                                   | (+)        | +      |
| Выдача на бортовые системы ПМК несрочных УВ                                 | (+)        | +      |
| Выдача на бортовые системы ПМК УВ с точно задан-<br>ным временем исполнения | (+)        | +      |
| Управление системами ПМК в типовых операциях                                | (+)        | +      |
| Разработка новых, нетиповых операций                                        | +          | **     |
| Непрерывный контроль параметров состояния ПМК                               | –          | +      |
| Периодический контроль параметров состояния ПМК                             | (+)        | *      |
| Обнаружение рассмотренных НС                                                | +          | +      |
| Обнаружение и идентификация нерассмотренных НС                              | +          | **     |
| Оценка полета, выработка и принятие решений по<br>полету                    | +          | –      |
| Реагирование на рассмотренные НС, требующие<br>срочного вмешательства       | (+)        | +      |
| Реагирование на рассмотренные НС с большим распо-<br>лагаемым временем      | (+)        | +      |
| Реагирование на нерассмотренные НС, требующие<br>срочного вмешательства     | +          | **     |
| Реагирование на нерассмотренные НС с большим<br>располагаемым временем      | +          | **     |

*Примечание.* + – звено является основным в выполнении указанной функции; (+) – звено выполняет вспомогательную роль или дублирует основное звено; \* – функция для БКАУ не имеет смысла, так как он осуществляет непрерывный контроль; \*\* – для выполнения функции в состав БКАУ должна входить система искусственного интеллекта, прошедшая соответствующий курс обучения.

Благодаря непрерывному контролю полета корабля средствами БКАУ экипаж выполняет эту функцию периодически. Таким образом, трудозатраты экипажа на управление полетом существенно меньше, чем когда он остается единственным дееспособным звеном в контуре управления. В связи с этим, экипаж располагает достаточно большим временем для научных исследований и экспериментов.

При непрерывном контроле средствами БКАУ экипаж может работать в одну или две смены. Об отказе БКАУ космонавтов оповестит сирена специального таймера, на который не придет обнуляющий сигнал.

**Субконтур 3 (дееспособны только экипаж и НКУ).** Планирование полета корабля в этой ситуации должен выполнять НКУ, располагающий для этого существенно большими возможностями, чем экипаж. Кроме того, экипаж должен быть максимально свободен от управления для выполнения целевых задач полета, тем более, что в этой ситуации он будет нести повышенную нагрузку, связанную с контролем полета без поддержки БКАУ. При планировании полета НКУ учитывает отсутствие автоматического управления системами корабля БКАУ. Для формирования плана выбирают варианты типовых полетных операций с методами управления, учитывающими недееспособность БКАУ. Экипаж ПМК привлекается персоналом НКУ для консультаций и согласования плана. Космонавты сообщают реальные затраты времени на выполнение планируемых работ и другие необходимые данные, результаты навигационных измерений и баллистических расчетов, докладывают о выполнении текущего плана. Общение экипажа с Землей по вопросам планирования полета должно способствовать поддержанию его готовности к переходу на самостоятельное выполнение этой функции в случае потери связи.

Планы, сформированные НКУ, передаются на борт ПМК для выполнения экипажем. В краткосрочном плане указывают характер участия НКУ и экипажа в реализации, а также какие УВ на бортовые системы при этом должны выдаваться космонавтами, какие НКУ. Очередность и время проведения операций, в выполнении которых занят только экипаж, могут устанавливаться самими космонавтами с уведомлением ЦУП.

Разработанный план полета реализуется следующим образом:

– выдача УВ на бортовые системы корабля от НКУ по радиоканалу или экипажем с пульта управления (в обоих случаях через РКП) в ходе запланированных операций, в том числе и тех, кото-

рые в штатном режиме выполнялись по командам от БКАУ; ряд операций может выполняться автоматически по командам от ПВУ, входящего в состав РКП; в этом случае начало отработки жесткой программы ПВУ инициируется НКУ или экипажем;

– выполнение экипажем вручную ряда операций, до отказа БКАУ проводившихся на борту автоматически (например, некоторые операции технического обслуживания бортовых систем).

Контроль полета в рассматриваемой ситуации осуществляется совместно НКУ и экипажем корабля, причем НКУ в периоды радиовидимости – практически в полном объеме. Поскольку время реакции НКУ на выявленные аномалии ограничено задержкой в получении информации от ПМК и передаче УВ на борт, необходимо, чтобы параметры, отклонение которых от нормы требует быстрого реагирования, контролировались экипажем постоянно, в том числе в периоды радиовидимости. Контроль космонавтами остальных параметров в периоды наличия связи с НКУ допускается выполнять периодически. Разделение контролируемых параметров на группы в зависимости от изменения дальности (с учетом запаздывания реакций НКУ по мере удаления ПМК от Земли) должно быть проведено заранее и отражено в инструкциях экипажу.

В случае обнаружения отклонения какого-либо из контролируемых параметров от нормы или появления тенденции к этому звено, обнаружившее такой факт, приступает к анализу ситуации и разработке программы ликвидации отклонения, сообщив как можно скорее другому звену о происшедшем. Если в пределах располагаемого времени НКУ способен реализовать программу ликвидации НС, он выполняет эту задачу при необходимости совместно с экипажем. В противном случае все действия выполняет экипаж.

Учитывая длительность обмена информацией между ПМК и НКУ, а также возможность перерывов связи, для обеспечения согласованности действий НКУ и экипажа нужно соблюдать определенные правила взаимодействия в соответствии с алгоритмом, представленным на рис. 21.8.

Предварительная оценка трудозатрат экипажа в рассматриваемой конфигурации контура управления полетом свидетельствует о превышении допустимой нагрузки на экипаж, близком к варианту субконтура 5 (дееспособен только экипаж), вследствие необходимости непрерывного контроля полета в течение большей его части. По этой же причине экипаж корабля должен работать круглосуточно в три смены. Комментарии и предложения по снижению указанной нагрузки приведены выше.

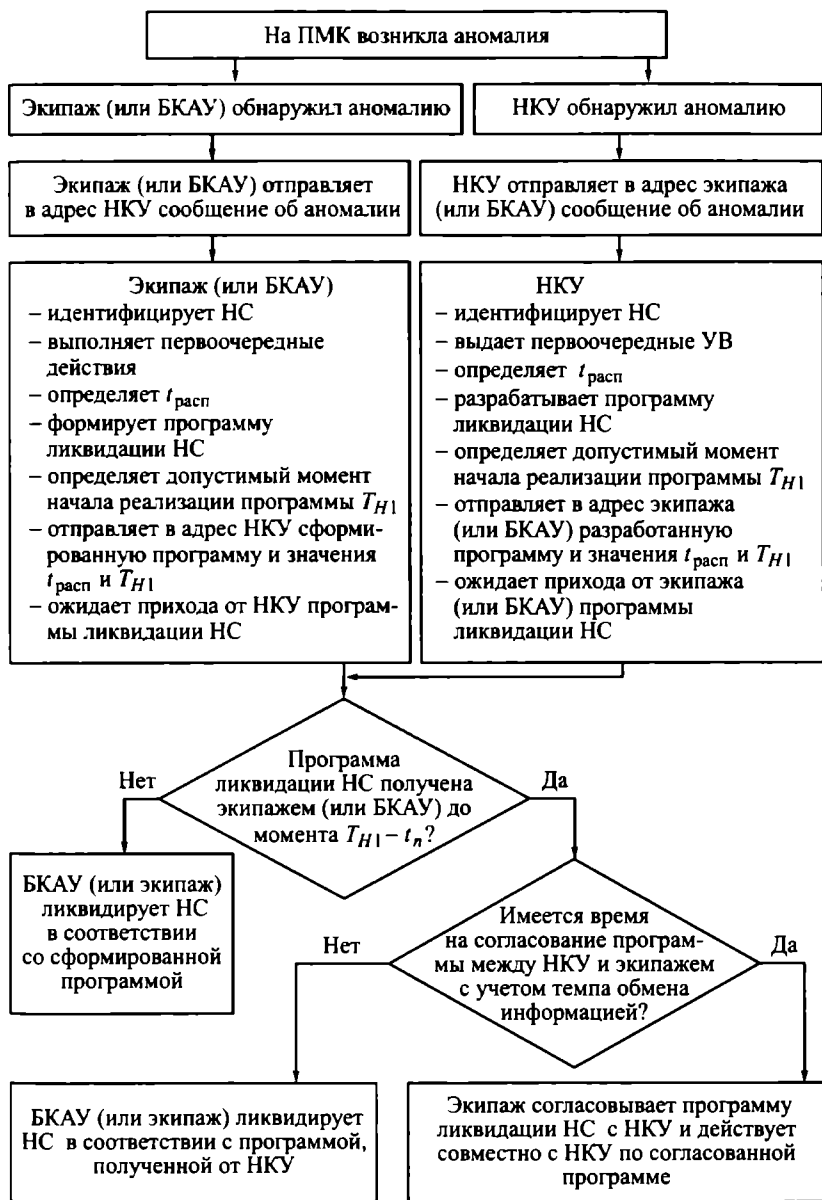


Рис. 21.8. Алгоритм взаимодействия основных звеньев системы управления межпланетным полетом в субконтурах 2 (НКУ и БКАУ) и 3 (НКУ и экипаж) при возникновении НС

Распределение функций между НКУ и экипажем ПМК в этой ситуации представлено в табл. 21.2.

Таблица 21.2

## Распределение функций между НКУ и экипажем

| Функции управляющих звеньев                                               | НКУ    | Экипаж     |
|---------------------------------------------------------------------------|--------|------------|
| Планирование полета                                                       | +      | (+)        |
| Навигационные измерения<br>и баллистические расчеты                       | +<br>+ | (+)<br>(+) |
| Выдача на бортовые системы ПМК срочных УВ                                 | —      | +          |
| Выдача на бортовые системы ПМК несрочных УВ                               | +      | (+)        |
| Выдача на бортовые системы ПМК УВ с точно<br>заданным временем исполнения | —      | +          |
| Управление системами ПМК в типовых операциях                              | —      | +          |
| Разработка и реализация новых, нетиповых операций                         | +      | (+)        |
| Непрерывный контроль параметров состояния<br>ПМК                          | +****  | +"         |
| Периодический контроль параметров состояния<br>ПМК                        | +      | +          |
| Обнаружение рассмотренных НС                                              | +""    | +""        |
| Обнаружение нерассмотренных НС                                            | +      | +          |
| Оценка полета, выработка и принятие решений по<br>продолжению полета      | +      | (+)        |
| Реагирование на рассмотренные НС, требующие<br>срочного вмешательства     | —      | +          |
| Реагирование на рассмотренные НС с большим<br>располагаемым временем      | +""    | +""        |
| Реагирование на нерассмотренные НС, требующие<br>срочного вмешательства   | —      | +          |
| Реагирование на нерассмотренные НС с большим<br>располагаемым временем    | +""    | +""        |

*Примечание.* + – звено является основным в выполнении указанной функции; (+) – звено выполняет вспомогательную роль или дублирует основное звено; \*\*\*\* – только в периоды взаимной радиовидимости ПМК и НКУ; " – вне периодов взаимной радиовидимости; "" – звенья, одновременно выполняющие данную функцию, обмениваются информацией, согласуя свои действия.

В периоды отсутствия взаимной радиовидимости ПМК и НКУ в рассматриваемой конфигурации все функции управления выполняет экипаж в качестве единственного управляющего звена в соответствии с принципами, изложенными в § 1.4. и 20.3.

**Субконтур 2 (дееспособны только НКУ и БКАУ).** Если экипаж здоров и работоспособен, но утратил возможность управления бортовыми системами, он может принимать участие в управлении полетом, выполняя навигационные измерения и баллистические расчеты с передачей результатов в НКУ, взаимодействуя с персоналом НКУ в процессе планирования, а также осуществляя обмен с НКУ информацией, получаемой с помощью СОИ, о состоянии корабля и выполнении полетных операций. Кроме того, экипаж участвует в обнаружении, диагностировании и парировании НС.

Разрабатываемый НКУ план полета должен опираться только на располагаемые возможности НКУ и БКАУ как управляющих звеньев, обеспечивающих его выполнение. Если экипаж лишен только возможности управления бортовыми системами, в план полета включают операции, которые могут быть выполнены космонавтами вручную.

Текущий и резервный планы полета, разработанные персоналом НКУ, преобразуются в МЦИ для БКАУ и в файл для ПЭВМ экипажа. В таких форматах они передаются на борт ПМК для исполнения.

Реализация плана полета осуществляется БКАУ путем выдачи на бортовые системы корабля УВ в соответствии с МЦИ, закладываемой НКУ, и типовыми полетными операциями (ТПО), хранящимися в памяти БКАУ. При этом НКУ параллельно может выдавать необходимые команды управления бортовыми системами.

Контроль полета корабля в этой ситуации БКАУ и НКУ выполняют, как это указано выше, в вариантах субконтуров 4 и 6.

В случае обнаружения НКУ или БКАУ отклонения какого-либо из контролируемых параметров от нормы или появления тенденции к этому, звено, обнаружившее такой факт, приступает к анализу ситуации и разработке программы ее ликвидации. При этом соответствующее звено должно как можно раньше передать другому информацию для выполнения процедур, которые обеспечивают парирование НС.

Алгоритм взаимодействия между БКАУ и НКУ при ликвидации НС аналогичен соответствующему алгоритму взаимодействия экипажа и НКУ (см. рис. 21.8.).

При возникновении недетерминированной НС после ее обнаружения персоналом НКУ и разработки программы ликвидации для исполнения с Земли в БКАУ передаются МЦИ, соответствующие программе. При наличии в составе БКАУ системы искусственного интеллекта последняя определит время до прогнозируемого момента наступления критической фазы НС и, если от НКУ своевременно не поступит программа ликвидации, должна будет самостоятельно выработать и реализовать такую программу.

Распределение функций между НКУ и БКАУ представлено в табл. 21.3.

*Таблица 21.3*

**Распределение функций между НКУ и БКАУ**

| Функции управляющих звеньев                                            | НКУ    | БКАУ       |
|------------------------------------------------------------------------|--------|------------|
| Планирование полета                                                    | +      | (+)        |
| Навигационные измерения<br>и баллистические расчеты                    | +<br>+ | (+)<br>(+) |
| Выдача на бортовые системы ПМК срочных УВ                              | —      | +          |
| Выдача на бортовые системы ПМК несрочных УВ                            | +      | (+)        |
| Выдача на бортовые системы ПМК УВ с точно заданным временем исполнения | +***   | +          |
| Управление системами ПМК в типовых операциях                           | —      | +          |
| Разработка новых, нетиповых операций                                   | +      | **         |
| Непрерывный контроль параметров состояния ПМК                          | —      | +          |
| Периодический контроль параметров состояния ПМК                        | +      | *          |
| Обнаружение рассмотренных НС                                           | (+)    | +          |
| Обнаружение и идентификация нерассмотренных НС                         | +      | **         |
| Оценка полета, выработка и принятие решений по продолжению полета      | +      | —          |
| Реагирование на рассмотренные НС, требующие срочного вмешательства     | —      | +          |
| Реагирование на рассмотренные НС с большим располагаемым временем      | +      | (+)        |

| Функции управляющих звеньев                                              | НКУ | БКАУ |
|--------------------------------------------------------------------------|-----|------|
| Реагирование на нерассмотренные НС, требующие срочного вмешательства     | –   | +++  |
| Реагирование на нерассмотренные НС с большим рас-<br>полагаемым временем | +   | **   |

*Примечание.* + – звено является основным в выполнении указанной функции; (–) – звено выполняет вспомогательную роль или дублирует основное; \* – функция для БКАУ не имеет смысла; \*\* – для выполнения функций в состав БКАУ должна входить система искусственного интеллекта, прошедшая соответствующий курс обучения; \*\*\* – функция может быть выполнена НКУ с использованием БКАУ в качестве таймера.

Контур управления полетом в такой конфигурации (НКУ и БКАУ) использовался в начале полета станции МКС на его беспилотном этапе. Многие операции с управлением от НКУ и БКАУ отработаны в полетах современных автоматических межпланетных аппаратов.

В периоды полета ПМК вне зон взаимной радиовидимости с НКУ БКАУ остается единственным управляющим звеном и работает в соответствии с заложенной программой, выполняя самостоятельно функции, как указано в § 1.4. и 20.3, кроме планирования полета.

**Управление полетом ПМК в совмещенном контуре (дееспособны все звенья – экипаж, БКАУ и НКУ).** В этой конфигурации на НКУ возлагается основная нагрузка по управлению полетом ПМК, чтобы в максимальной степени освободить экипаж для выполнения целевых задач и работ, которые не могут быть выполнены автоматически.

Основные функции системы управления полетом при работе в совмещенном контуре предлагается выполнять следующим образом.

Полет планируется НКУ с привлечением экипажа для консультаций и согласования разрабатываемых планов. Взаимодействие НКУ и экипажа при планировании происходит так же, как при работе в субконтуре 3 (см. ранее).

При решении баллистико-навигационных задач НКУ должен использовать данные траекторных радиоизмерений, проводимых с Земли, с учетом бортовых навигационных измерений, выполняемых экипажем и автоматической системой.

План полета, разработанный НКУ и переданный на борт ПМК, реализуется БКАУ и экипажем. Экипажу также направляются радиограммы с указаниями, рекомендациями и данными, необходимыми для выполнения запланированных операций.

В плане полета, передаваемом экипажу, должен содержаться запрет изменений, противоречащих МЦИ, введенным в БКАУ. План операций, в которых участие экипажа не предусматривается, принимается космонавтами к сведению, чтобы при необходимости быть готовыми к вмешательству в них самостоятельно или по указанию НКУ.

Бортовой комплекс автоматического управления, получив от НКУ цифровую информацию, содержащую формализованное представление плана полета, обрабатывает ее, как предложено в § 20.3, с выдачей команд на системы корабля в моменты времени, определяемые циклограммой операции.

Наземный комплекс управления помимо выдачи экипажу и БКАУ плана полета в ходе выполнения может передавать на ПМК разного рода УВ в виде команд, дополнительной цифровой информации и уточняющих радиограмм.

Контроль полета целесообразно выполнять в основном средствами НКУ и БКАУ, чтобы освободить экипаж для других работ: БКАУ – непрерывно, НКУ – в соответствии с технологией, рассмотренной в гл. 15 и в § 20.3, при ограничениях, вызываемых перерывами в связи и замедленным обменом информацией между НКУ и ПМК.

Экипаж периодически контролирует жизненно важные параметры состояния корабля по информации от бортовых систем, обработанной БКАУ, а также поступающей через СОИ, минуя БКАУ. Частота проведения экипажем контроля полета, учитывая непрерывный контроль БКАУ, может быть принята 1–2 раза в сутки по ~ 10 мин, как на станции «Мир» и МКС.

Порядок взаимодействия между экипажем, БКАУ и НКУ в совмещенном контуре управления полетом при ликвидации НС аналогичен порядку взаимодействия экипажа, БКАУ и НКУ в субконтурах 1 и 3 (см. рис. 21.7. и 21.8).

Распределение функций между НКУ, экипажем и БКАУ в совмещенном контуре управления полетом ПМК отражено в табл. 21.4.

Таблица 21.4

**Распределение функций в совмещенном контуре управления**

| Функции звеньев                                                           | НКУ   | Экипаж | БКАУ |
|---------------------------------------------------------------------------|-------|--------|------|
| Планирование полета                                                       | +     | (+)    | –    |
| Навигационные измерения<br>и баллистические расчеты                       | +     | (+)    | (+)  |
|                                                                           | +     | (+)    | (+)  |
| Выдача на бортовые системы ПМК срочных<br>УВ                              | –     | (+)    | +    |
| Выдача на бортовые системы ПМК несроч-<br>ных УВ                          | +     | (+)    | +    |
| Выдача на бортовые системы ПМК УВ<br>с точно заданным временем исполнения | +***  | (+)    | +    |
| Управление системами ПМК в типовых<br>операциях                           | –     | (+)    | +    |
| Разработка новых, нетиповых операций                                      | +     | (+)    | **   |
| Непрерывный контроль параметров состояния<br>ПМК                          | +**** | –      | +    |
| Периодический контроль параметров состоя-<br>ния ПМК                      | +     | (+)    | – *  |
| Обнаружение рассмотренных НС                                              | +     | +      | +    |
| Обнаружение и идентификация нерассмот-<br>ренных НС                       | +     | +      | **   |
| Оценка полета, выработка и принятие реше-<br>ний по продолжению полета    | +     | (+)    | –    |
| Реагирование на рассмотренные НС, требую-<br>щие срочного вмешательства   | –     | (+)    | +    |
| Реагирование на рассмотренные НС с боль-<br>шим располагаемым временем    | +     | (+)    | (+)  |
| Реагирование на нерассмотренные НС, тре-<br>бующие срочного вмешательства | –     | +      | **   |
| Реагирование на нерассмотренные НС с боль-<br>шим располагаемым временем  | +     | (+)    | **   |

*Примечание.* \*\*\* – функция может быть выполнена НКУ с использованием БКАУ в качестве таймера; \*\*\*\* – только в периоды взаимной радиовидимости ПМК и НКУ.

В периоды полета ПМК вне зон взаимной радиовидимости с НКУ в качестве управляющих звеньев выступают экипаж и БКАУ с распределением функций между ними, указанным в табл. 21.1.

Режим труда и отдыха экипажа в этой ситуации может быть организован либо в две смены (см. рис 21.6), чтобы в любой момент времени полета на борту корабля находились бодрствующие члены экипажа, либо в одну смену с одновременным сном всех космонавтов (аналогично используемому в настоящее время на орбитальных станциях).

## **21.6. СТРАТЕГИИ ПРОДОЛЖЕНИЯ ПОЛЕТА ПИЛОТИРУЕМОГО МЕЖПЛАНЕТНОГО КОРАБЛЯ ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ИЗМЕНЕНИИ КОНФИГУРАЦИИ КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ**

Для решения ряда задач управления полетом ПМК в качестве основополагающего исходного материала необходимо принять стратегию дальнейшего выполнения полета при существенном изменении условий, в которых он проходит, в том числе конфигурации контура управления. К числу таких задач относят, например, разработку планов полета высокого уровня, распределение и расходование ресурсов корабля, принятие решений в критических ситуациях. Кроме того, своевременное формулирование стратегии позволяет уточнить и дополнить требования к разрабатываемым методам и средствам управления полетом ПМК, а также к самому ПМК как объекту управления.

Целесообразно следующее решение проблемы выбора стратегии продолжения полета ПМК при возникновении критических ситуаций.

При наступлении полной недееспособности экипажа (см. субконтуры 2, 4 и 6 на рис. 1.5) с утратой возможности выполнения каких-либо полетных операций и работ главной целью полета должно стать возвращение ПМК к Земле по возможности ускоренное. Такое решение очевидно, так как указанное состояние экипажа может быть вызвано только нездоровьем космонавтов и требует оказания медицинской помощи на Земле. Разумеется, в адрес экипажа от НКУ должны передаваться необходимые медицинские рекомендации, а внутри корабля обеспечиваться условия его существования посредством выдачи на бортовые системы ПМК нужных

УВ от НКУ и (или) БКАУ. Чтобы в этой ситуации вернуть экипаж на Землю, НКУ и БКАУ должны быть способны привести корабль на околоземную орбиту. Если недееспособным окажется и НКУ, решить задачу возвращения с необходимой точностью только средствами БКАУ может оказаться затруднительным. Тем не менее даже грубое решение, позволяющее вывести ПМК в окрестность Земли в пределах ее поля тяготения, повысит вероятность восстановления связи НКУ с ПМК и соответственно выведения корабля на околоземную орбиту. В этом варианте полета выполнение научно-исследовательской программы (при автоматических режимах работы научной аппаратуры) возможно в той степени, в какой оно не снижает надежности возвращения ПМК к Земле. При возникновении такой НС до перехода ПМК на орбиту искусственного спутника планеты-цели этот этап полета должен быть отменен, чтобы исключить риск, связанный с его выполнением. Для обеспечения требуемых баллистических условий последующей части полета ПМК некоторое время может продолжать движение по гелиоцентрической орбите, близкой к орбите планеты.

Необходимо также предусмотреть стратегию для случая, когда экипаж здоров и работоспособен, но утратил возможность управления бортовыми системами корабля. При дееспособности НКУ допустимо продолжение полета по прежнему плану, включая и такие сложные этапы, как полет по ОИСП и исследование поверхности с помощью посадочного комплекса, если не потеряно управление экипажем и НКУ. Управление кораблем в течение оставшейся части полета может выполняться средствами НКУ с использованием БКАУ или РКП. Такой вариант управления с успехом применялся в ряде программ, реализуемых с помощью автоматических межпланетных аппаратов.

Для выбора стратегии продолжения полета ПМК (табл. 21.5) при возникновении НС в АСУ КП кроме обеспечения требований безопасности весомыми факторами являются уникальность и высокая стоимость, а также возможность повторения полета только через большой промежуток времени, определяемый необходимостью доработок корабля и периодичностью благоприятного взаимного расположения Земли и планеты. Таким образом, при наступлении недееспособности НКУ и (или) БКАУ, если экипаж находится в нормальном медицинском состоянии, представляется правильным цель полета ПМК и его баллистическую схему не изменять, продолжая выполнение всех задач. Если экипаж по каким-либо причи-

нам утратит возможность управления работой бортовых систем корабля, но сохранит возможность проведения различных работ на его борту и управления посадочным комплексом, необходимо предусмотреть способность БКАУ самостоятельно управлять полетом, даже при недееспособности НКУ.

Таблица 21.5

**Выбор стратегии полета**

| Дееспособные звенья | Звенья, утратившие дееспособность | Стратегия продолжения полета                          |
|---------------------|-----------------------------------|-------------------------------------------------------|
| Экипаж, БКАУ и НКУ  | –                                 | Продолжение полета с решением всех поставленных задач |
| Экипаж и БКАУ       | НКУ                               |                                                       |
| Экипаж и НКУ        | БКАУ                              |                                                       |
| Экипаж              | НКУ и БКАУ                        |                                                       |
| НКУ и БКАУ          | Экипаж*                           |                                                       |
| НКУ                 | Экипаж* и БКАУ                    | Возвращение к Земле                                   |
| НКУ и БКАУ          | Экипаж**                          |                                                       |
| НКУ                 | Экипаж** и БКАУ                   |                                                       |
| БКАУ                | Экипаж** и НКУ                    |                                                       |

\* Экипаж находится в нормальном медицинском состоянии, но утратил возможность управления системами корабля, сохранив возможность управления посадочным комплексом.

\*\* Экипаж недееспособен и находится в неудовлетворительном медицинском состоянии.

Если экипаж останется единственным дееспособным управляющим звеном, возможно и другое решение – возвращение с исключением этапов полета и операций, снижающих вероятность достижения Земли (например, полета по ОИСМ или высадки экспедиции на поверхность Марса). Научные исследования могут быть проведены в том объеме, который обеспечивается располагаемыми ресурсами и допускается сложившимися условиями без снижения надежности возвращения к Земле. Решение о выборе варианта продолжения полета в подобном случае будет подготавливаться в период, когда сохраняется связь между НКУ и экипажем, т. е. до возникновения рассматриваемой ситуации, с учетом реального и прогнозируемого состояния корабля и экипажа, фактических показателей качества выполнения экипажем функций

управления полетом, а также принимая во внимание мнение космонавтов.

Цель полета ПМК может быть изменена и при возникновении некоторых критических аномальных ситуаций, не связанных с контуром управления полетом. Наиболее кардинальным является такое изменение приоритетов реализации компонентов цели, при котором главной задачей может стать возвращение к Земле, по возможности, с сокращением времени полета. Другие задачи, решение которых снижает вероятность выполнения главной, исключаются из числа компонентов цели. Такое изменение стратегии полета, естественно, имеет смысл только на этапах, предшествующих спуску экспедиции на поверхность планеты, и предпринимается при замечаниях к состоянию ПМК и его экипажа, свидетельствующих хотя бы об одном из перечисленных ниже обстоятельств:

- устойчивой тенденции ухудшения жизненно важных характеристик корабля несмотря на принимаемые меры к ее ликвидации;
- утрате каких-либо функций ПМК, приводящей к снижению безопасности полета в недопустимой степени;
- если оставшиеся резервы для замены или ремонта бортовых систем либо запас какого-либо из ресурсов корабля достаточны только для обеспечения возвращения ПМК к Земле;
- заболевании или травме космонавта, не поддающихся лечению в полете.

При других видах НС проводится их парирование методами, рассмотренными в гл. 16.

Приведенные соображения и данные табл. 21.5 могут быть положены в основу определения требований к управляющим звеньям и стратегии планирования полета в случае возникновения аномалий в системе управления полетом.

1. *Агаджанов П.А.* Командно-измерительный комплекс. М.: Знание, 1979.

2. *Анфимов Н.А., Иванов Н.М. и др.* Особенности баллистико-навигационного обеспечения управления орбитальным комплексом «Мир» на этапе завершения его полета // Космонавтика и ракетостроение. 2001, Т. 25. С. 11–32.

3.\* *Бабишин В.Д.* Методические основы синтеза технологий автоматизированного управления космическими аппаратами в условиях ограниченных ресурсов. М.: МГУЛ, 2002.

4. *Бажинов И.К., Алешин В.И., Почукаев В.Н., Поляков В.С.* Космическая навигация. М.: Машиностроение, 1975.

5. *Бажинов И.К., Почукаев В.Н.* Оптимальное планирование навигационных измерений в космическом полете. М.: Машиностроение, 1976.

6. *Бажинов И.К., Ястребов В.Д.* Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». М.: Наука, 1979.

7. *Бажинов И.К., Гаврилов В.П., Ястребов В.Д. и др.* Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс». М.: Наука, 1985.

8. *Бибенин Г.Г., Скребушевский Б.С., Соколов Г.А.* Системы управления полетом космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.

9. Безопасность космических полетов / Г.Т. Береговой, А.А. Тищенко, Г.П. Шибанов и др. М.: Машиностроение, 1977.

10. *Белецкий В.В., Егоров В.А., Ершов В.Г.* Анализ траекторий межпланетных полетов с двигателями постоянной мощности // Космические исследования. 1965. Т. 3. С. 18–37.

11. *Беляев М.Ю.* Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение, 1984.

---

<sup>1</sup> Звездочкой (\*) отмечены работы, рекомендуемые в качестве основных.

12. Бетанов В.В., Янчик А.Г. Навигационно-баллистическое обеспечение испытаний и применения космических аппаратов / Под ред. Б.И. Глазова. М.: ВА РВСН, 1993.

13.\* Бетанов В.В. Автоматизация решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. М.: ВА РВСН, 1996.

14. Бетанов В.В., Яшин В.Г. Математическое обеспечение маневров космических аппаратов. М.: ВА РВСН, 1996.

15.\* Бетанов В.В. Введение в теорию решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами. М.: ВА РВСН, 1997.

16. Бетанов В.В., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М., Соловьев В.А. Применение теории ультраоператоров при исследовании фундаментальных свойств системы управления баллистико-навигационным обеспечением космических полетов // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 2. С. 2–7.

17. Брандин В.Н., Разоренов Г.Г. Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1987.

18. Военный энциклопедический словарь ракетных войск стратегического назначения / И.Д. Сергеев, В.Н. Яковлев, Н.Е. Соловцов и др. М.: Большая Российская энциклопедия, 1999.

19. Волощук Ю.И., Кащеев Б.Л. Распределение метеорных тел вблизи орбиты Земли. М.: Наука, 1981.

20. Галактионов А.И. Изучение скорости переработки информации при решении практических задач технической диагностики: Система человек–автомат. М.: Наука, 1965.

21. Глазов Б.И. Автоматизированное управление в больших кибернетических системах. Изд. 2-е доп. и перераб. М.: МО СССР, 1981.

22. Губинский А.И. Надежность и качество функционирования эргатических систем. Л.: Наука, 1982.

23. Девятков В.В. Системы искусственного интеллекта. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.

24. Джексон П. Введение в экспертные системы. 3-е изд.: Пер. с англ. М.; СПб.; Киев: Вильямс, 2001.

25. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978.

26. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Иванов Н.М., Богодистов С.С. Баллистика и навигация ракет / Под ред. А.А. Дмитриевского. М.: Машиностроение, 1985.

27. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. Изд. 4-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005.

28. Елисеев А.С. Техника космических полетов. М.: Машиностроение, 1983.

29. Ермилов Ю.А., Иванова Е.Е., Пантюшин С.В. Управление сближением космических аппаратов. М.: Наука, 1977.

30. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Мартынов А.И. Методы теории систем в задачах управления космическим аппаратом. М.: Машиностроение, 1981.

31. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Дмитриевский А.А. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986.

32. Иванов Н.М., Поляков В.С. Наведение автоматических межпланетных станций. М.: Машиностроение, 1987.

33. Иванов Н.М. Особенности развития баллистики и навигации КА и АМС в ЦНИИмаш // Космонавтика и ракетостроение. 2000. Т. 21. С. 72–83.

34.\* Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Дрофа, 2004.

35. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Назначение и состав баллистико-навигационного обеспечения в структуре технологии управления космическим полетом // Известия РАН. Теория и системы управления. № 2. С. 156–169. М.: Наука, 2004.

36.\* Калинин В.Н. Теоретические основы управления подвижными объектами и операциями их обслуживания. М.: МО СССР, 1989.

37.\* Калинин В.Н., Резников Б.А. Теория систем и управления (структурно-математический подход). Л.: ВИКИ, 1991.

38. Калинин В.Н. Теоретические основы управления космическим аппаратом на основе концепции активного подвижного объекта. Л.: ВИКУ, 1999.

39. Карпенко А.В., Уткин А.Ф., Попов А.Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы: Справочник / Под ред. В.Ф. Уткина, Ю.С. Соломонова, Г.А. Ефремова. СПб.: Невский бастион-Гангут, 1999.

40. Ковалев Е.Е. Радиационный риск на Земле и в космосе. М.: Атомиздат, 1976.

- 41.\* Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др.; Под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996.
42. *Коптев Ю.Н.* Российская космонавтика вчера, сегодня и завтра // Полет. 2003. № 1. С. 3–9.
43. Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985.
- 44.\* *Кравец В.Г., Любинский В.Е.* Основы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1983.
- 45.\* *Кравец В.Г.* Автоматизированные системы управления космическими полетами. М.: Машиностроение, 1995.
46. *Краммер Е.Н., Шестака И.С.* Метеорная материя в атмосфере Земли и околосолнечном пространстве. М.: Наука, 1983.
47. *Красовский Н.Н.* Теория управления движением. М.: Наука, 1968.
48. *Кротов В.Ф., Гурман В.И.* Методы и задачи оптимального управления. М.: Наука, 1973.
49. *Кубасов В.Н., Дашков А.А.* Межпланетные полеты. М.: Машиностроение, 1979.
50. *Кубасов В.Н., Данков Г.Ю., Яблонько Ю.П.* Методы сближения на орбите. М.: Машиностроение, 1985.
51. *Лебедев А.А., Соколов В.Б.* Встреча на орбите. М.: Машиностроение, 1969.
52. *Лобачев В.И., Почукаев В.Н.* Некоторые теоретические аспекты синтеза и анализа Центра управления полетом. М., 1988 (Препринт ИКИ АН СССР, Т-14347).
53. *Лысенко Л.Н., Панкратов И.А.* Основы спутниковой навигации. М.: Воениздат, 1988.
54. *Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Иванов Н.М., Соловьев В.А.* Математическое моделирование реализации технологического цикла баллистико-навигационного обеспечения при управлении космическим полетом // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 1, С. 37–44.
55. *Лысенко Л.Н., Кузьмин А.В.* О возможности применения теории нечеткого управления при сближении космических аппаратов // Полет. 2002. № 1. С. 37–44.
56. *Лысенко Л.Н., Кузьмин А.В.* Сближение космических аппаратов по модифицированному методу двухимпульсной коррекции // Полет. 2004. № 2. С. 18–26.
57. *Лысенко Л.Н.* Наведение и навигация баллистических ракет. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.

58. Любинский В.Е., Станиловская В.И. Планирование полета длительно функционирующих пилотируемых космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2004. № 4 (37). С. 98–104.
59. Любинский В.Е. Концепция создания системы управления полетом пилотируемого межпланетного корабля // Полет. 2004. № 7. С. 28–34.
60. Любинский В.Е. Экипаж пилотируемого межпланетного корабля как одно из центральных звеньев системы управления полетом // Космонавтика и ракетостроение. 2005. № 4 (41). С. 233–244.
61. Любинский В.Е., Фирсюк С.О. Принципы спасения экипажей орбитальных и межпланетных космических кораблей и станций // Полет. 2005. № 4. С. 42–48.
62. Любинский В.Е., Соловьев В.А. Управление полетом МКС: развитие методов и средств управления орбитальными комплексами // Полет. 2005. № 6. С. 3–6.
63. Максимов Г.Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. М.: Наука, 1980.
64. Мамиконов А.Г. Управление и информация. М.: Наука, 1975.
65. Мамон П.А., Половников В.И., Слезкинский С.К. Баллистическое обеспечение космических полетов. Л.: ВИКИ, 1990.
66. Международная космическая станция. Первая основная экспедиция. М.: ЦНИИмаш, 2000.
67. Меньшов А.И. Космическая эргономика. Л.: Наука. 1971.
68. Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем: Пер. с англ. М.: Мир, 1973.
69. Милицин А.В., Самсонов В.Н., Ходак В.А. и др. Отображение информации в Центре управления космическими полетами. М.: Радио и связь, 1982.
70. Основы математического обеспечения АСУ. Ч. 1 / Под ред. Б.И. Глазова; Ч. 2 / Под ред. Д.А. Ловцова. М.: ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1992.
71. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
72. Охамы Ю., Ликинз П. Влияние упругости КЛА на управляемость и наблюдаемость системы // Тр. IV Международного симпозиума ИФАК. Управление в пространстве. М.: Наука, 1976. С. 275–285.

73. Охоцимский Д.Е. Исследование движения в центральном поле под действием постоянного касательного ускорения // Космические исследования. 1964. Т. 2. С. 42–56.
74. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990.
75. Пархоменко П.П., Согомонян Е.С. Основы технической диагностики. М.: Энергоиздат, 1981.
76. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Королев: Изд. РАКЦ, 2006.
77. Повышение автономности и безопасности полетов пилотируемых космических станций и кораблей за счет внедрения интегрированной системы искусственного интеллекта в бортовые комплексы управления / В.П. Легостаев, Е.А. Микрин, И.П. Федосеев и др. // Тр. 5-й Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2006». М., 2006. С. 38.
78. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1977.
79. Попович П.Р., Скребушевский Б.С. Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987.
80. Поспелов Г.С. Искусственный интеллект – основа новой информационной технологии. М.: Наука, 1988.
81. Почукаев В.Н. О некоторых тенденциях в развитии систем управления космическими аппаратами // Космонавтика и ракетостроение. 2000. № 20. С. 32–34.
- 82.\* Программно-математическое обеспечение автоматизированной системы управления космическими полетами / Под ред. Д.А. Ловцова. М.: ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1995.
83. Протокол информационного обмена между КС ЦУП-М и БВС, БКУ, РСУС «Регул-ОС». М.: РКК «Энергия» им. С.П. Королева, 1999.
84. Разоренов Г.Н. Введение в теорию оценивания состояния динамических систем по результатам измерений. М.: МО СССР, 1981.
85. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. М.: Машиностроение, 1977.
86. Роль математического моделирования при управлении полетом Международной космической станции (МКС) / М.Ю. Беляев, В.М. Стажков, А.И. Манжелей и др. // Тр. XXXI–XXXII чтений им. К.Э. Циолковского. М.: ИЕЕТ РАН, 1999. С. 65–70.
87. Романтеев А.Ф., Хрунов Е.В. Астрономическая навигация пилотируемых космических кораблей. М.: Машиностроение, 1976.

88. Семенов Ю.П., Горшков Л.А. Концепция марсианской экспедиции // Полет. 2001. № 11. С. 12–18.

89. Скребушевский Б.С. Управление полетом беспилотных космических аппаратов. М.: ВЛАДМО, 2003.

90. Соколов Б.В. Комплексное планирование операций и управление структурами в АСУ активными подвижными объектами. М.: МО РФ, 1992.

91. Соловьев В.А. Планирование космических полетов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.

92. Соловьев В.А. Контроль информации и принятие оперативных решений при управлении полетом пилотируемых космических аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.

93. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н. Обобщение опыта выполнения российско-американских космических программ в интересах управления полетом Международной космической станции // Полет. № 1. 1999. С. 15–20.

94. Соловьев В.А., Станиловская В.И. Разработка и практическое внедрение методов планирования полетных операций при оперативном управлении орбитальными комплексами // Тр. XXXVII чтений им. К.Э. Циолковского. Калуга, 2002. С. 95–102.

95. Справочник по инженерной психологии / Под ред. Б.Ф. Ломова. М.: Машиностроение, 1982.

96.\* Теоретические основы построения автоматизированной системы организационно-технического управления космическими средствами / В.В. Бетанов, А.С. Демидов, Г.Г. Ступак и др; Под ред. А.Г. Янчика. М.: ВА РВСН, 2002.

97. Черноусько Ф.Л. Оценивание фазового состояния динамических систем. Метод эллипсоидов. М.: Наука, 1988.

98. Чечкин А.В., Гудим Н.Н., Кобзарь М.Г. Разработка автоматизированных систем контроля и проектирование процессов обработки данных на основе общей теории систем и ультрасистем. М.: МО СССР, 1986.

99. Чечкин А.В. Математическая информатика. М.: Наука, 1991.

100. Экспериментальная баллистика ракетно-космических средств / Под ред. Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанова, И.В. Лысенко. М.: ВА РВСН, 2000.

## **Приложение**



## **КОСМИЧЕСКИЕ ПОЛЕТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АППАРАТОВ ПЕРИОДА 1992–2008 гг.**

**1992 год**

- 17 марта                      Старт 11-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-14». Первые 10 основных экспедиций были проведены в 1986–1991 гг.
- 13 июля                      Запущен спутник электронной почты «Гонец-Д».
- 27 июля                      Старт 12-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-15»
- 16 августа                      Запуск РН «Союз» автоматического транспортно-грузового корабля «Прогресс М-14» к орбитальной станции «Мир». Всего к станции «Мир» с 1986 по 2001 г. (до конца ее существования на орбите) было запущено 64 транспортно-грузовых корабля «Прогресс» с целью материально-технического обеспечения (доставки расходуемых материалов, грузов и ракетного топлива для двигательной установки), осуществления коррекций поддержания орбиты с помощью двигателей корабля, складирования отходов и удаляемого со станции оборудования. Полет каждого корабля «Прогресс» заканчивался его отделением от станции и сходом с орбиты с дальнейшим разрушением и сгоранием обломков в плотных слоях ат-

16 августа                   мосферы над несудоходным районом Тихого океана. Все полеты кораблей «Прогресс» прошли успешно.

16 ноября                   Запуск КА «Ресурс-500» (второе название – «Звезда Колумба») по проекту перелета «Европа–Америка-500», посвященного 500-летию открытия Америки. Через 5 сут после запуска КА от него отделился полутонный спускаемый аппарат и приводнился в акватории неподалеку от американского порта Сиэтл. Космический груз был взят на борт корабля командно-измерительного комплекса «Адмирал Крылов». Акция была приурочена к Международному году космоса.

#### 1993 год

24 января                   Старт 13-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-16».

24 февраля                  На корабле «Прогресс М-15» проведен успешный эксперимент «Знамя» по разворачиванию крупногабаритных пленочных отражателей.

1 июля                      Старт 14-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-17».

#### 1994 год

8 января                   Старт 15-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-18». Начало рекордного по длительности космического полета (437 сут) врача-космонавта Полякова В.В.

|            |                                                                                                                                                                                                                           |
|------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 20 января  | Выведен на орбиту спутник непосредственного телевидения «Галс» с ретранслятором, на базе которого в России была развернута сеть спутниковых индивидуальных приемных установок.                                            |
| 25 января  | Вывод на орбиту с помощью РН «Циклон» ИСЗ «Метеор-3».                                                                                                                                                                     |
| 1 июля     | Старт 16-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-19».                                                                                                                         |
| 2 августа  | Выведен на орбиту КА «Космос-2285» для контроля околоземного космического пространства и наблюдения поверхности Земли.                                                                                                    |
| 4 октября  | Старт 17-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-20».                                                                                                                         |
| 13 октября | Запущен на геостационарную орбиту (ГСО) спутник системы фиксированной связи и телевидения «Экспресс» – первый спутник связи нового поколения.                                                                             |
| 31 октября | Запущен ИСЗ «Электро» – первый отечественный метеоспутник на ГСО.                                                                                                                                                         |
| 1995 год   |                                                                                                                                                                                                                           |
| 4 января   | Запущен космический аппарат «Экспресс».                                                                                                                                                                                   |
| 14 марта   | Старт 18-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-21». Начало участия астронавтов США в составе длительных экспедиций на орбитальной станции «Мир» по программе «Мир» – НАСА». |

|            |                                                                                                                                                                                             |
|------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 20 мая     | Запущен орбитальный модуль «Спектр» для стыковки с орбитальной станцией «Мир».                                                                                                              |
| 27 июня    | Старт 19-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на американском корабле «Атлантис». Первая стыковка МТКК «Спейс шаттл» с орбитальной станцией «Мир» по программе «Мир» – НАСА». |
| 3 августа  | Запущен ИСЗ «Прогноз-12» для изучения и контроля Солнца.                                                                                                                                    |
| 3 сентября | Старт 20-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-22».                                                                                           |
| 12 октября | Запущен на геостационарную орбиту спутник «Луч-2» для ретрансляции и передачи данных, начаты летные испытания ретрансляционного КА новой модификации.                                       |
| 20 декабря | Запуск КА «Космос-2326» с аппаратурой «Конус-А» для исследования всплесков космического гамма-излучения по международной программе «ВИНД – Конус».                                          |

1996 год

|            |                                                                                                   |
|------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 19 февраля | РН «Циклон» выведен на орбиту КА «Гонец-Д1» для обеспечения связи в режиме электронной почты.     |
| 21 февраля | Старт 21-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-23». |
| 23 апреля  | Запущен научный модуль «Природа» для стыковки с орбитальной станцией «Мир».                       |

- 27 апреля                      Стыковка модуля «Природа» с орбитальной станцией «Мир». Станция приобрела полную конфигурацию из шести модулей.
- 17 августа                    Старт 22-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-24».
- 1997 год**
- 7 января                      Возвращен на Землю КА «Бион» № 11 с обезьянами и другими биологическими объектами, завершивший полет в рамках международных исследований в области космической биологии и медицины.
- 10 февраля                    Старт 23-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-25».
- 14 февраля                    РН «Циклон 3» выведены на средневысокую орбиту три КА связи «Комос-2337, -2338, -2339» и три КА «Гонец-4, -5, -6».
- 4 марта                        РН «Старт-1.2» выведен на орбиту экспериментальный спутник связи «Зея».
- 17 апреля                      На средневысокую орбиту выведен навигационный КА «Парус».
- 6 июня                        Запуск высокоорбитального многоцелевого ИСЗ «Аркон-1».
- 25 июня                        При перестыковке автоматического грузового корабля «Прогресс М-34» с орбитальным комплексом «Мир» грузовой корабль ударился о модуль «Спектр», что привело к разгерметизации модуля.

5 августа                      Старт 24-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-26».

9 октября                    Запуск КА «Фотон» для проведения экспериментов в области космического материаловедения, технологий и биотехнологий.

18 ноября                    Запуск КА дистанционного зондирования Земли «Ресурс Ф-1».

#### 1998 год

29 января                    Старт 25-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-27».

10 июля                      Запуск РН «Зенит-2» с КА «Ресурс-01».

13 августа                    Старт 26-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-28».

20 ноября                    Запуск российского модуля «Заря», ставшего основой Международной космической станции (МКС).

#### 1999 год

20 февраля                    Старт 27-й основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-29».

28 февраля                    РН «Протон» выведен спутник связи «Радуга-1».

- 28 марта Первый пуск РН «Зенит-3SL» с морской стартовой платформы «Одиссей» из экваториальной зоны Тихого океана по проекту «Морской старт».
- 8 июля Запуск КА «Молния-3» для обеспечения радиосвязи и телеметрии.
- 6 сентября РН «Протон» выведены на орбиту два геостационарных КА «Ямал-100» для телекоммуникационных услуг.
- 9 сентября Запуск КА «Фотон» № 12 для проведения экспериментов в области космического материаловедения, технологий и биотехнологий с целью получения опытных образцов материалов с новыми улучшенными свойствами в условиях микрогравитации.
- 28 сентября РН «Союз» выведен на орбиту КА дистанционного зондирования Земли «Ресурс Ф-1М».
- 10 октября Первый коммерческий пуск РН «Зенит-3SL» с разгонным блоком ДМ-SL по проекту «Морской старт». Коммерческую эксплуатацию этих РН осуществляет совместное предприятие Sea Launch (США, Россия, Украина, Норвегия).
- 26 декабря Выведен на орбиту КА «Космос-2367», продолживший эксперимент по исследованию всплесков космического гамма-излучения по международной программе «ВИНД – Конус».

#### 2000 год

- 9 февраля Квалификационное испытание нового универсального разгонного блока «Фрегат» в составе РН «Союз». На расчетную орбиту выведен макет ИСЗ.

- 12 марта Запуск усовершенствованного геостационарного спутника системы фиксированной связи и телевидения «Экспресс-А».
- 4 апреля Старт 28-й (последней) основной экспедиции на орбитальную станцию «Мир» на транспортном корабле «Союз ТМ-30».
- 18 апреля Запущен на геостационарную орбиту КА «Сесат» – Сибирско-европейский телекоммуникационный КА, созданный по заказу ЕВТЕЛСАТ в России.
- 3 мая Первые летно-конструкторские испытания разгонного блока «Бриз-КМ» с РН «Союз».
- 6 июня Запуск на геостационарную орбиту КА «Горизонт-45» с помощью РН «Протон» с разгонным блоком «Бриз-М».
- 24 июня Запуск на геостационарную орбиту телекоммуникационного спутника «Экспресс-А3» с помощью усовершенствованной ракеты-носителя «Протон-К». В дальнейшем в период 2001–2008 гг. были выведены семь спутников «Экспресс» («Экспресс-А4, -АМ22, -АМ11, -АМ1, -АМ2, -АМ3, -АМ33»)
- 28 июня Запуск на солнечно-синхронную орбиту КА «Надежда» (в системе КОСПАС–САРСАТ) с помощью РН «Космос-3М».
- 11 июля Запуск российского служебного модуля «Звезда» – одного из основных компонентов МКС.
- 6 августа Запуск автоматического транспортно-грузового корабля «Прогресс М1-3» для доставки расходуемых материалов и грузов на Международную космиче-

скую станцию. Начиная с этой даты до конца 2008 г. для обеспечения полета МКС к ней было запущено 30 транспортно-грузовых кораблей «Прогресс» с задачами, аналогичными решаемым этими кораблями для станции «Мир» (см. выше в рубрике «1992 год»). Все полеты кораблей «Прогресс» прошли успешно.

29 августа

На геостационарную орбиту выведен телекоммуникационный КА «Радуга-1».

13 октября

РН «Протон» вывела на орбиту три спутника «Космос-2374, -2375, -2379» российской радионавигационной системы ГЛОНАСС.

31 октября

Старт 1-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМ-31». Состав экспедиции: Ю.П. Гидзенко – командир экипажа корабля «Союз» (гражданин России), С.К. Крикалев – бортинженер (гражданин России), У.М. Шеперд – командир экипажа на станции (гражданин США).

## 2001 год

24 января

Запуск РН «Союз» автоматического транспортно-грузового корабля «Прогресс М1-5» для доставки на орбитальную станцию «Мир» запаса топлива для ее управляемого спуска с орбиты.

8 марта

Старт МТКК «Дискавери» (США) для доставки на МКС 2-й основной экспедиции.

- 23 марта Завершена 15-летняя программа полета орбитальной станции «Мир». Осуществлен спуск станции с орбиты, которая вошла в атмосферу Земли над акваторией Тихого океана. Торможение станции при ее сходе с орбиты было произведено пристыкованным к ней кораблем «Прогресс М1».
- 7 апреля Первый пуск РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». На орбиту выведен КА связи «Экран-18М».
- 28 апреля Запуск транспортного корабля «Союз ТМ-32», доставившего на орбитальную станцию МКС экипаж экспедиции посещения. В составе экипажа – первый космический турист.
- 20 июля Выведен на орбиту усовершенствованный спутник связи «Молния-3К».
- 10 августа Старт МТКК «Дискавери» (США) для доставки на МКС 3-й основной экспедиции.
- 15 сентября Запуск грузового корабля-модуля «Прогресс М-С01», доставившего к российскому сегменту МКС стыковочный отсек С01, выполняющий двоякую роль – «причала» кораблей «Союз» и «Прогресс» со стороны надира станции и одновременно шлюзовой камеры для выхода членов экипажа в открытый космос.
- 21 октября Запуск транспортного корабля «Союз ТМ-33» с экипажем экспедиции посещения МКС. В составе экипажа – один космический турист.

6 декабря                      Старт МТКК «Индевор» (США) для доставки на МКС 4-й основной экспедиции.

10 декабря                    Выведен на орбиту КА «Компас» по программе отработки методик предсказания землетрясений.

**2002 год**

25 апреля                    Старт экспедиции посещения МКС на транспортном корабле «Союз ТМ-34». В составе экипажа – два космических туриста.

6 июня                        Старт МТКК «Индевор» (США) для доставки на МКС 5-й основной экспедиции.

25 июля                      Запуск высокоорбитального многоцелевого КА «Аркон-1».

7 октября                    Старт МТКК «Атлантис» (США) для доставки на МКС экспедиции посещения.

30 октября                   Старт экспедиции посещения МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-1». В составе экипажа – один космонавт ЕКА. ТК «Союз ТМА» является модификацией ТК «Союз ТМ», проведенной с целью расширения диапазона антропометрических параметров его экипажа. Кроме того, при создании ТК «Союз ТМА» были усовершенствованы или доработаны как элементы конструкции, так и некоторые бортовые приборы и устройства.

23 ноября                    Старт МТКК «Индевор» (США) для доставки на МКС 6-й основной экспедиции.

28 ноября Запущен низкоорбитальный научно-исследовательский и технологический спутник «Можаяец», разработанный при участии курсантов и преподавателей Высшего инженерно-космического университета им. А.Ф. Можайского.

**2003 год**

26 апреля Старт 7-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-2».

18 октября Старт 8-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-3».

10 декабря Запущен на средневысокую круговую орбиту первый навигационный спутник серии ГЛОНАСС-М.

29 декабря Запущен на геостационарную орбиту спутник связи и телевидения нового поколения «Экспресс-АМ22».

**2004 год**

27 марта Запущен на геостационарную орбиту телекоммуникационный КА «Радуга-1».

19 апреля Старт 9-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-4».

26 апреля Запущен на геостационарную орбиту телекоммуникационный КА «Экспресс-АМ11».

22 июля Запущен на средневысокую орбиту навигационный спутник «Космос-2407».

- 14 октября                      Старт 10-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-5».
- 29 октября                      Запущен на геостационарную орбиту телекоммуникационный КА «Экспресс-АМ1».
- 26 декабря                      Запущены на высокую круговую орбиту три спутника «Космос-2411, -2412, -2413» российской Глобальной навигационной спутниковой системы.

**2005 год**

- 20 января                      Запущены на средневысокую орбиту навигационный спутник «Космос-2414» и научно-образовательный спутник «Университет-Татьяна», разработанный при участии студентов и преподавателей МГУ им. М.В. Ломоносова.
- 29 марта                      Запущен на геостационарную орбиту телекоммуникационный КА «Экспресс-АМ2».
- 15 апреля                      Старт 11-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-6».
- 31 мая                      Запуск КА «Фотон-М» № 2 на ОИСЗ для выполнения экспериментов по материаловедению, технологии и биологии.
- 24 июня                      Запущен на геостационарную орбиту телекоммуникационный КА «Экспресс-АМ3».
- 26 августа                      Запуск опытного КА дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э».

- 2 сентября                      Запуск КА «Космос-2415» для проведения картографической съемки Земли.
- 1 октября                      Старт 12-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-7».
- 21 декабря                      Запуск двух телекоммуникационных КА «Гонец-М1 и «Космос-2416» на средневысокую орбиту для обеспечения связи в режиме электронной почты.
- 25 декабря                      Запуск спутника обеспечения «персональной связи» нового поколения «Космос-2416».
- Запущены на высокую круговую орбиту три спутника «Космос-2417, -2418, -2419» российской Глобальной навигационной системы.

### 2006 год

- 30 марта                      Старт 13-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-8».
- 3 мая                      Запуск КА дистанционного зондирования Земли «Космос-2420» с целью получения высокодетального многоспектрального изображения земной поверхности с высокими измерительными свойствами.
- 15 июня                      Запуск КА дистанционного зондирования Земли «Ресурс-ДК» для информационного обеспечения в области экологии и охраны окружающей среды, рационального природопользования и хозяйственной деятельности в области сельского хозяйства и почвоведения,

геологии, океанологии, землепользования; для создания и обновления топографических планов и карт; решения задач в интересах МЧС.

25 июня

Запущен КА «Космос-2421» для изучения характеристик космических гамма-всплесков с целью поиска необычных транзитных явлений в космическом рентгеновском и гамма-излучении.

18 сентября

Старт 14-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-9».

24 декабря

Запуск спутника «Меридиан-1» для обеспечения связи морских судов и самолетов ледовой разведки в районе Северного морского пути с береговыми наземными станциями, расширения сети спутниковой связи северных районов Сибири и Дальнего Востока.

25 декабря

Запущены на высокую круговую орбиту три спутника «Космос-2424, -2425, -2426» российской Глобальной навигационной системы.

#### 2007 год

7 апреля

Старт 15-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-10».

11 сентября

Запуск КА «Космос-2429» для обеспечения связью морского флота, поиска и спасения судов, терпящих бедствие.

- 14 сентября                      Запуск КА «Фотон-М» № 3 для проведения исследований в области технологий и биологии, физики жидкости и космического материаловедения, отработки спуска с орбиты малой капсулы с помощью тросовой системы,
- 10 октября                      Старт 16-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-11».
- 26 октября                      Запущены на высокую круговую орбиту три спутника «Космос-2431, -2432, -2433» российской ГЛОНАСС.
- 9 декабря                      Запущен на геостационарную орбиту спутник связи «Радуга-1М».
- 25 декабря                      Запущены на высокую круговую орбиту три спутника «Космос-2434, -2435, -2436» ГЛОНАСС.

#### 2008 год

- 28 января                      Запуск на геостационарную орбиту телекоммуникационного спутника «Экспресс-АМ33» с целью предоставления пакета мультисервисных услуг (цифровое телерадиовещание, телефония, видеоконференц-связь, передача данных, доступ в Интернет), а также создания сетей связи на основе технологии VSAT на территории России, стран СНГ, Европы, Азии и Африки.
- 8 апреля                      Старт 17-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-12».

- 23 мая                      Запуск научно-экспериментального КА «Юбилейный» с целью обеспечения связи, отработки новых технологий и приборов, дистанционного зондирования Земли, навигации и проведения образовательных программ (создан к 50-летию со дня запуска первого ИСЗ).
- 12 октября                Старт 18-й основной экспедиции на МКС на транспортном корабле «Союз ТМА-13».
- 25 декабря                Запущены на высокую круговую орбиту три спутника «Космос-2447, -2448, -2449» системы ГЛОНАСС-М.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

---

|                                                                                                                                 |           |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| Предисловие .....                                                                                                               | 3         |
| Сокращения и основные обозначения .....                                                                                         | 6         |
| <b>Раздел 4. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ БАЛЛИСТИКО-<br/>НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО<br/>ПОЛЕТА .....</b>                         | <b>19</b> |
| <b>Глава 12. Баллистическое обеспечение предполетной<br/>подготовки ракет-носителей и космических аппаратов .....</b>           | <b>21</b> |
| 12.1. Функциональная структура подсистемы баллистического<br>обеспечения и иерархия решаемых ею задач.....                      | 21        |
| 12.2. Временные привязки .....                                                                                                  | 23        |
| 12.3. Анализ астробаллистических условий функционирования<br>космического аппарата .....                                        | 27        |
| 12.4. Определение положения подспутниковой точки<br>и построение трасс космических аппаратов .....                              | 33        |
| 12.5. Условия видимости космического аппарата<br>с пункта наблюдения и оперативная методика<br>расчета зон радиовидимости ..... | 40        |
| 12.6. Время существования космического аппарата<br>на орбите искусственного спутника Земли .....                                | 45        |
| 12.7. Определение исходных данных на пуск ракеты-носителя<br>для выведения космического аппарата на заданную<br>орбиту .....    | 48        |
| 12.8. Баллистическое обоснование зон отчуждения<br>для падения отработавших ступеней ракеты-носителя .....                      | 52        |
| <b>Глава 13. Выбор рациональных структур математического<br/>моделирования орбитального движения .....</b>                      | <b>55</b> |
| 13.1. Понятие и классификация математических моделей<br>движения космических аппаратов .....                                    | 55        |

|                                                                                                                                                                                                        |           |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 13.2. Критерии и методы сравнения математических моделей движения .....                                                                                                                                | 58        |
| 13.3. Требования к организации моделирования движения в комплексе программ сложной структуры .....                                                                                                     | 61        |
| 13.4. Уравнения движения космических аппаратов в прямоугольных координатах .....                                                                                                                       | 62        |
| 13.5. Переход от инерциальной системы координат к системе оскулирующих элементов .....                                                                                                                 | 76        |
| 13.6. Дифференциальные уравнения движения в неособенных переменных .....                                                                                                                               | 81        |
| 13.7. Концепция построения полиноминой среды .....                                                                                                                                                     | 84        |
| 13.8. Постановка задачи создания специального математического обеспечения .....                                                                                                                        | 90        |
| <b>Глава 14. Определение движения космических аппаратов по измерениям текущих навигационных параметров .....</b>                                                                                       | <b>93</b> |
| 14.1. Постановка задачи определения орбиты и вектора состояния по результатам внешнетраекторных измерений .....                                                                                        | 93        |
| 14.2. Анализ технической реализуемости измерений параметров состояния космического аппарата различными средствами .....                                                                                | 95        |
| 14.3. Схема измерений .....                                                                                                                                                                            | 97        |
| 14.4. Метод определения орбиты по измерениям наклонной дальности и скорости изменения дальности .....                                                                                                  | 99        |
| 14.5. Характеристика методов обработки результатов измерений .....                                                                                                                                     | 100       |
| 14.6. Схематизация определения параметров движения космических аппаратов по результатам измерений текущих навигационных параметров в технологическом цикле баллистико-навигационного обеспечения ..... | 102       |
| 14.7. Методы определения параметров движения .....                                                                                                                                                     | 104       |
| 14.8. Повышение оперативности обработки измерений текущих навигационных параметров .....                                                                                                               | 112       |
| 14.9. Характеристика областей некорректности задачи оперативного определения вектора состояния космического аппарата по измерениям текущих параметров движения .....                                   | 115       |

|                                                                                                                                                      |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 14.10. Решение некорректной задачи определения параметров движения геостационарных космических аппаратов .....                                       | 119 |
| 14.11. Прогнозирование движения .....                                                                                                                | 126 |
| 14.12. Определения движения космических аппаратов на основе решения навигационных задач с использованием спутниковых радионавигационных систем ..... | 131 |
| 14.13. Автономная навигация при выполнении межорбитальных маневров .....                                                                             | 155 |

## **Раздел 5. КОНТРОЛЬ ПОЛЕТА И СОСТОЯНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ, ПРИНЯТИЕ ОПЕРАТИВНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ЕГО РЕЗУЛЬТАТАМ..... 163**

### **Глава 15. Осуществление контроля полета и состояния подсистем автоматической системы управления космическими аппаратами ..... 165**

|                                                                                                                                                       |     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 15.1. Контролируемые параметры и процессы в системах космического аппарата, внешней среде и автоматической системе управления, способы контроля ..... | 165 |
| 15.2. Получение телеметрической информации .....                                                                                                      | 175 |
| 15.3. Обработка телеметрической информации .....                                                                                                      | 179 |
| 15.4. Анализ телеметрической информации .....                                                                                                         | 185 |
| 15.5. Основные направления организации процесса контроля подсистем наземного комплекса управления и его автоматизация .....                           | 192 |

### **Глава 16. Принятие оперативных решений по управлению пилотируемым космическим полетом ..... 199**

|                                                                                                                        |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 16.1. Разновидности результатов контроля и реакции на них автоматических систем управления космическими полетами ..... | 199 |
| 16.2. Нештатные ситуации, возникающие в пилотируемом полете .....                                                      | 201 |
| 16.3. Рассмотренные нештатные ситуации .....                                                                           | 205 |
| 16.4. Управление полетом при возникновении нерассмотренных нештатных ситуаций .....                                    | 221 |
| 16.5. Виды оперативных решений по управлению полетом, принимаемых в нештатных ситуациях .....                          | 223 |

|                                                                                                                                                                                                              |            |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| <b>Раздел 6. КОМАНДНО-ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ И МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ БОРТОВОГО И НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ОПЕРАТИВНОМ ПЛАНИРОВАНИИ, СИНТЕЗЕ И КОНТРОЛЕ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ .....</b> | <b>225</b> |
| <b>Глава 17. Командно-программное управление .....</b>                                                                                                                                                       | <b>227</b> |
| 17.1. Место командно-программного управления в общей структуре процесса управления полетом и его эволюция .....                                                                                              | 227        |
| 17.2. Краткое описание бортовой части системы управления полетом станции «Мир» .....                                                                                                                         | 232        |
| 17.3. Этапы процесса командно-программного управления и состав командно-программной информации .....                                                                                                         | 235        |
| 17.4. Общие принципы разработки цифровой управляющей информации (на примере станции «Мир») .....                                                                                                             | 238        |
| 17.5. Формирование массива цифровой информации для системы управления движением орбитальной станции «Мир» .....                                                                                              | 241        |
| 17.6. Формирование программы работы управляющего информационно-вычислительного комплекса станции «Мир» .....                                                                                                 | 242        |
| 17.7. Формирование программы сеансов связи .....                                                                                                                                                             | 244        |
| 17.8. Особенности организации командно-программного управления российского сегмента международной космической станции .....                                                                                  | 250        |
| <b>Глава 18. Моделирование реакций бортового комплекса управления на управляющие воздействия со стороны наземного комплекса .....</b>                                                                        | <b>256</b> |
| 18.1. Роль и место математического моделирования в процессе командно-программного управления .....                                                                                                           | 256        |
| 18.2. Математическое моделирование для повышения надежности командно-программного управления .....                                                                                                           | 260        |
| 18.3. Алгоритм работы интерпретатора программно-временного управления станцией «Мир» .....                                                                                                                   | 266        |
| 18.4. Особенности моделирования работы бортового комплекса автоматического управления МКС и структура его математической модели .....                                                                        | 272        |
| 18.5. Методы использования интерпретатора программно-временного управления .....                                                                                                                             | 278        |

|                                                                                                                                                |            |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| <b>Раздел 7. УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ<br/>ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МЕЖДУНАРОДНЫХ ПРОГРАММ .....</b>                                              | <b>283</b> |
| <b>Глава 19. Особенности взаимодействия центров<br/>управления полетами стран-участниц в процессе<br/>совместной деятельности .....</b>        | <b>285</b> |
| 19.1. Формы международного сотрудничества в области<br>пилотируемых космических полетов .....                                                  | 285        |
| 19.2. Основные принципы взаимодействия служб управления<br>полетом МКС .....                                                                   | 286        |
| 19.3. Совместное планирование полета.....                                                                                                      | 290        |
| 19.4. Совместное баллистико-навигационное обеспечение<br>полета станции .....                                                                  | 297        |
| 19.5. Информационный обмен .....                                                                                                               | 299        |
| 19.6. Взаимодействие в нештатных ситуациях и согласование<br>правил выхода из них .....                                                        | 303        |
| 19.7. Организация тренировочного процесса служб центров<br>управления .....                                                                    | 305        |
| 19.8. Особенности организации командно-программного<br>управления МКС .....                                                                    | 308        |
| 19.9. Принципы организации работы международных экипажей ....                                                                                  | 310        |
| <b>Раздел 8. УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ<br/>ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ .....</b>                                                | <b>319</b> |
| <b>Глава 20. Особенности управления полетами по перспективным<br/>космическим программам .....</b>                                             | <b>321</b> |
| 20.1. Перспективные пилотируемые космические аппараты<br>и специфические требования к методам управления<br>их полетом .....                   | 321        |
| 20.2. Тенденции развития методов управления полетом<br>пилотируемых космических аппаратов .....                                                | 323        |
| 20.3. Развитие современных методов и технологии управления<br>пилотируемыми космическими полетами .....                                        | 326        |
| 20.4. Распознавание аномальных ситуаций в системе управления<br>полетом и действия при их возникновении .....                                  | 341        |
| 20.5. Проблемы развития методов и средств управления полетом,<br>подлежащие решению при разработке перспективных<br>космических программ ..... | 351        |

|                                                                                                                                        |     |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| <b>Глава 21. Управление полетом пилотируемого межпланетного корабля</b> .....                                                          | 355 |
| 21.1. Цель полета пилотируемого межпланетного корабля и его схема .....                                                                | 355 |
| 21.2 Особенности пилотируемого межпланетного полета и их влияние на управление .....                                                   | 359 |
| 21.3. Пилотируемый межпланетный корабль как объект управления .....                                                                    | 364 |
| 21.4. Специфика управления полетом пилотируемого межпланетного корабля .....                                                           | 367 |
| 21.5. Управление полетом корабля в сокращенных конфигурациях контура управления (субконтурах) .....                                    | 376 |
| 21.6. Стратегии продолжения полета пилотируемого межпланетного корабля при вынужденном изменении конфигурации контура управления ..... | 392 |
| <b>Литература</b> .....                                                                                                                | 396 |
| <b>Приложение</b> .....                                                                                                                | 403 |
| Космические полеты отечественных аппаратов периода 1992–2008 гг. ....                                                                  | 405 |

*Учебное издание*

**Соловьёв Владимир Алексеевич**  
**Лысенко Лев Николаевич**  
**Любинский Валерий Евгеньевич**

## **УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ**

### **Часть 2**

*Редактор В.М. Царев*  
*Технический редактор Э.А. Кулакова*  
*Художник Н.Г. Столярова*  
*Корректор О.В. Калашикова*  
*Компьютерная графика О.В. Левашиной*  
*Компьютерная верстка О.В. Беляевой*

**Оригинал-макет подготовлен  
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.**

**Санитарно-эпидемиологическое заключение  
№77.99.60.953.Д.003961.04.08 от 22.04.2008 г.**

**Подписано в печать 16.03.2010. Формат 60×90 1/16.  
Усл. печ. л. 27. Тираж 1500 экз.  
Заказ 525**

**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.  
105005, Москва, 2-я Бауманская, 5.  
E-mail: [press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
<http://www.press@bmstu.ru>**

**Отпечатано в ГУП ППП «Типография «Наука».  
121099, Москва, Шубинский пер., 6.**

**В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана**  
вышел в свет учебник  
**А.А. Дорофеева «Основы теории тепловых  
ракетных двигателей»**



Учебник состоит из двух частей. В ч. 1 представлены общие основы теории идеальных тепловых ракетных двигателей, ее понятийный аппарат и иерархическая схема классификации ракетных двигателей. В ч. 2 изложены представления о физико-химических механизмах реальных рабочих процессов и методиках количественной оценки влияния их отличий от идеального представления на выходные параметры двигателя. Приведены принципы и описаны методики решения задач термодинамического расчета состава продуктов сгорания и изменения их параметров при дви-

жении по соплу как химически активного потока.

Для студентов технических вузов авиационного и ракетного профиля. Может быть полезен студентам, обучающимся по программам подготовки дипломированного инженера и магистра, или базового курса для бакалавров соответствующего направления или специальности, а также инженерно-техническим работникам, занимающимся проектированием и эксплуатацией ракетной техники.

ISBN 978-5-7038-3247-9

Тираж 500 экз.

---

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства.  
Телефоны: (499) 263-62-60; 263-60-45; 263-67-98;  
факс: (499) 261-45-97;  
e-mail: [press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
<http://www.baumanpress.ru>

# В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана вышло в свет учебное пособие «Аэродинамика»



под общей редакцией лауреата премии Правительства РФ в области науки и техники, лауреата премии им. Н.Е. Жуковского, д-ра техн. наук, проф. В.Т. Калугина.

Изложены теоретические и прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. Приведены сведения из кинематики и динамики газов, основные уравнения аэрогидромеханики, аналитические и численные методы расчета вихревых, потенциальных, плоских, пространственных и вязких течений. Рассмотрены теории скачков уплотнения; изо-

энтропических, отрывных и струйных течений; пограничного слоя. Представлены практические задачи по определению аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов. Описаны методы экспериментального моделирования процессов обтекания.

Для студентов технических университетов, слушателей военных академий, а также аспирантов, инженеров и научных работников, специализирующихся в области ракетно-космической техники.

ISBN 978-5-7038-3355-1

Тираж 1000 экз.

---

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства.

Телефоны: (499) 263-62-60; 263-60-45; 263-67-98;

факс: (499) 261-45-97;

e-mail: [press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)

<http://www.baumanpress.ru>

**В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана**  
вышло в свет учебное пособие  
**И.С. Шумилова «Системы управления**  
**рулями самолётов»**

**И.С. Шумилов**

**Системы  
управления  
рулями самолётов**



Учебное пособие подготовлено автором на основе опубликованных материалов с учётом 35-летнего опыта работы в авиационной промышленности. Рассмотрен круг вопросов, решение которых обобщает структуру бортовых систем управления рулями самолётов, их параметры, принципы работы и конструкцию основных агрегатов и узлов. Приведены требования к системам управления рулями современных самолётов. Показана перспектива развития систем управления, а также возможные решения по повышению надёжности и безопасности воздушных судов.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению «Системы управления движением и навигация» специальности «Системы управления летательными аппаратами», а также дипломированных специалистов и других читателей, интересующихся авиационной техникой.

**ISBN 978-5-7038-3085-7**

**Тираж 1000 экз.**

---

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства.

Телефоны: (499) 263-62-60; 263-60-45; 263-67-98;

факс: (499) 261-45-97;

e-mail: [press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)

<http://www.baumanpress.ru>

**В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана**  
**вышли в свет**  
**«Избранные работы» С.С. Крюкова**



В книгу вошли ранее опубликованные и неизвестные работы Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и Государственной премий, доктора технических наук Сергея Сергеевича Крюкова (1918–2005) о становлении ракетных программ ОКБ-1 первого этапа (до 1961 г.), крупнейшем проекте межпланетного комплекса Н1-Л3 в части, касающейся ракеты Н-1, а также о ходе и результатах межпланетных полетов, выполненных автоматическими межпланетными станциями «Марс» и «Венера».

Для студентов и преподавателей технических вузов, а также всех, кто интересуется историей и вопросами создания ракетно-космической техники.

ISBN 978-5-7038-3373-5

Тираж 200 экз.

---

По вопросам приобретения обращаться в отдел реализации Издательства:  
телефоны: (499) 263-62-60; 263-60-45; 263-67-98;  
факс: (499) 261-45-97;  
e-mail: [press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
<http://www.baumanpress.ru>





ISBN 978-5-7038-3352-0



9785703833520