

**Федеральное космическое агентство
Федеральное государственное унитарное предприятие
Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»**

**Федеральное агентство по образованию
Московский авиационный институт
(государственный технический университет)**

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

Под редакцией доктора техн. наук, профессора А.С. Сырова

*Допущено Учебно-методическим объединением
высших учебных заведений Российской Федерации
по образованию в области авиации, ракетостроения и
космоса в качестве учебного пособия для студентов
высших учебных заведений РФ, обучающихся по направлению
подготовки дипломированного специалиста 160600
«Интегрированные системы летательных аппаратов»
и по специальности 160403
«Системы управления летательными аппаратами»*

Москва

Издательство МАИ-ПРИНТ

2010

ББК 39.56

УДК 629.7.05

С 34

С 34 Авторы: Андреев В.П., Бонк Р.И., Бочаров М.В., Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Вьюницкая Т.Б., Глебов В.М., Дубинкин И.М., Ежов В.В., Казаков И.Д., Камальдинова Р.А., Ковальский В.С., Козлов А.И., Кособоков В.Н., Кравчук С.В., Полосин И.В., Попов Б.Н., Пучков А.М., Реутов В.Г., Ромадин Ю.А., Синельников В.В., Смирнов В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С., Чащин В.А., Шехтман Е.М., Шпекторов И.Г.

ISBN 978-5-7035-2235-6

Система управления разгонным блоком: Учебное пособие /Андреев В.П., Бонк Р.И., Бровкин А.Г. и др. / Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 272 с.: ил.

В настоящем учебном пособии основное внимание уделено практической реализации системы управления разгонным блоком. Предлагается систематизированный отбор материала, необходимого для понимания и описания процессов в системе управления разгонным блоком. Базовым материалом пособия послужили конкретные разработки МОКБ «Марс».

Пособие предназначено для студентов старших курсов и аспирантов соответствующих специальностей, а также может быть полезным для молодых специалистов и научно-технических работников, занимающихся созданием и эксплуатацией систем управления космическими аппаратами.

Рецензенты:

кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана (зав. кафедрой, д-р техн. наук, проф. *С.Ф. Коновалов*)

1-й заместитель Генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, начальник КБ «Салют», д-р техн. наук *Ю.О. Бахвалов*

ISBN 978-5-7035-2235-6

© ФГУП МОКБ «МАРС», 2010

© Московский авиационный институт
(государственный технический университет), 2010

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие.	7
Введение.	9
1. Принципы построения системы управления разгонным блоком «Бриз-М»	15
1.1. Типовые циклограммы работы разгонного блока	15
1.2. Состав и структурная схема системы управления разгонным блоком	21
1.3. Функционирование бортовой системы управления разгонным блоком	25
1.4. Основные энергетические, массогабаритные и эксплуатационные характеристики системы управления разгонным блоком	30
1.5. Бортовой цифровой вычислительный комплекс	31
1.6. Блоки силовой автоматики	32
1.7. Конструктив системы управления разгонного блока.	35
1.8. Программно-математическое обеспечение системы управления разгонным блоком	38
2. Инерциальные измерители параметров движения разгонного блока и точность выведения	41
2.1. Инерциальные измерители параметров движения разгонного блока	41
2.2. Точность выведения космических аппаратов на целевые орбиты	49
2.3. Априорная и послеполетная оценка точности выведения	52
3. Циклограмма функционирования разгонного блока при выведении космического аппарата на целевую орбиту	54
3.1. Типовая схема выведения космического аппарата на целевую орбиту	54

3.2. Типовые полетные операции	56
3.3. Универсальная циклограмма полета	58
3.4. Приложение к универсальной циклограмме полета	61
3.5. Состав полетного задания	61
3.6. Управление при нештатных и аварийных ситуациях	63
3.7. Технология подготовки полетного задания	65
4. Система траекторного управления разгонным блоком	66
4.1. Алгоритмическое обеспечение системы траекторного управления	66
4.2. Алгоритм наведения разгонного блока на активных участках полета	70
4.3. Прогноз времени «отсечки» маршевого двигателя	72
4.4. Расчет отклонений от заданной орбиты	76
4.5. Функции чувствительности отклонений от заданной орбиты к изменению управляющих воздействий	78
4.6. Циклограмма управления на активных участках	82
4.7. Алгоритм идентификации условного времени сгорания массы разгонного блока и удельного импульса	84
4.8. Учет отклонений камеры сгорания маршевого двигателя	86
4.9. Особенности программ ориентации. Отработка прогнозируемых отклонений	91
5. Управление разворотами разгонного блока	114
5.1. Основные положения формирования программы перехода в фиксированную целевую ориентацию	117
5.2. Постановка задачи	120
5.3. Метод решения поставленной задачи	121
5.4. Техническая реализация	126
5.5. Оптимизация времени разворота	127
6. Система стабилизации и ориентации	132
6.1. Режимы полета, состав алгоритмов, функциональная схема	132

6.2. Динамика движения разгонного блока на активных участках полета	138
6.3. Динамика движения разгонного блока на пассивных участках полета	147
7. Система управления смежными системами	153
7.1. Функциональная схема алгоритмов системы управления смежными системами разгонного блока	155
7.2. Задачи системы управления смежными системами в полете	157
7.3. Управление двигательной установкой	158
7.4. Взаимодействие с системой обеспечения тепловых режимов.	160
7.5. Управление пироустройствами и исполнительными элементами	162
7.6. Взаимодействие с бортовым измерительным комплексом	163
7.7. Взаимодействие с системой управления ракетой-носителем	163
7.8. Взаимодействие с бортовой системой управления космическим аппаратом.	164
8. Система формирования цифровой телеметрической информации	167
8.1. Проектирование системы сбора телеметрической информации на примере разгонного блока «Бриз-М»	168
8.2. Обработка цифровой телеметрической информации на Земле.	175
9. Технология наземной отработки системы управления разгонным блоком	210
9.1. Разработка и аттестация полетного задания	210
9.2. Комплексная отработка и испытания программного обеспечения системы управления разгонным блоком и полетного задания с использованием моделирующих стендов	211

9.3. Назначение, область применения и основные технические характеристики наземного проверочно- пускового комплекса	213
9.4. Взаимодействие наземного цифрового вычислительного комплекса с бортовым цифровым вычислительным комплексом	218
9.5. Автоматизированное рабочее место для отработки бортового цифрового вычислительного комплекса	222
9.6. Универсальные автоматизированные рабочие места для проверки устройств, входящих в блоки силовой автоматики .	225
Заключение. Перспективы развития систем управления разгонных блоков.	228
Приложение I. Средства выведения космических аппаратов на целевые орбиты	233
Приложение II. Перечень основных сокращений	249
Библиографический список	269

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие соответствует разделам ряда учебных курсов в рамках подготовки дипломированных специалистов, обучающихся по направлению 160600 «Интегрированные системы летательных аппаратов» и 160403 «Системы управления летательными аппаратами». Учебное пособие, кроме помощи в самостоятельном изучении материала, предназначено для курсового и дипломного проектирования, а также может быть полезным для молодых специалистов данного профиля деятельности и аспирантов.

Предполагается, что читатели учебного пособия прослушали в объеме вузовской подготовки такие курсы, как «Теория автоматического управления», «Системы стабилизации и ориентации космических аппаратов», и владеют дифференциальным исчислением и матричным аппаратом.

В работе основное внимание уделено практической реализации системы управления разгонным блоком. Предлагается систематизированный отбор материала, необходимого для понимания и описания процессов в системе управления разгонным блоком.

Базовым материалом пособия послужили конкретные разработки МОКБ «Марс», которое с 1994 года накопило существенный опыт создания систем управления разгонным блоком.

Разработка, изготовление, испытания и эксплуатация сложных технических систем сопровождаются выпуском большого количества технической документации: эскизные, технические и рабочие проекты, технические задания и предложения и т.д. При составлении перечисленных документов широко используются сокращения и аббревиатуры. В пособии приводится малый толковый словарь терминов и сокращений, использованных при изложении материала.

Авторы благодарят сотрудников кафедры «Системы приводов авиационно-космической техники» МАИ за помощь при написании учебного пособия, а также сотрудников МОКБ «Марс» Качалову Е.Э. и Кособокову Т.В. за помощь в подготовке рукописи.

Данный том учебного пособия подготовлен коллективом авторов:

Андреев В.П. (разд. 9), Бонк Р.И. (введение), Бочаров М.В. (заключение), Бровкин А.Г. (разд. 2), Бурдыгов Б.Г. (разд. 9), Вьюницкая Т.Б. (разд. 6), Глебов В.М. (разд. 1), Дубинкин И.М. (разд. 2), Ежов В.В. (разд. 3, 4, 5), Казаков И.Д. (разд. 2), Камальдинова Р.А. (разд. 6), Ковальский В.С. (разд. 5), Козлов А.И. (разд. 6), Кособоков В.Н. (разд. 9), Кравчук С.В. (разд. 9), Полосин И.В. (разд. 8), Попов Б.Н. (приложение 1, 2), Пучков А.М. (разд. 5), Реутов В.Г. (приложение 1), Ромадин Ю.А. (разд. 3), Синельников В.В. (разд. 1), Смирнов В.В. (разд. 1), Соколов В.Н. (введение, разд. 1), Сыров А.С. (введение, разд. 1, заключение), Чащин В.А. (приложение 2), Шехтман Е.М. (разд. 7), Шпекторов И.Г. (разд. 9).

ВВЕДЕНИЕ

Выведение космических аппаратов (КА) на заданные орбиты может осуществляться как прямым способом за счет последовательного срабатывания ступеней ракеты-носителя (РН), так и с использованием дополнительной ступени – разгонного блока (РБ), в общем случае позволяющего реализовывать сложные схемы выведения, которые включают чередование активных и пассивных (баллистических) участков полета, оптимизирующих энергозатраты на выведение КА.

Прямой способ выведения характерен для построения орбит КА с малой высотой полета, а также эллиптических орбит (например, выведение на геопереходные орбиты КА с помощью РН «Ариан-5»).

Простейшим разгонным блоком является так называемая апогейная ступень, однократно срабатывающая в апогее переходной орбиты, сформированной РН. Для реализации сложных многоимпульсных схем выведения, в том числе со значительным изменением наклона орбиты, в России используются универсальные разгонные блоки «ДМ», «Бриз-М» и «Фрегат». РБ «ДМ» является модификацией блока «Д» Лунной программы СССР и применяется на РН «Протон-М» и «Зенит». РБ «Бриз-М» спроектирован специально для РН «Протон-М» и планируется к использованию с РН «Ангара». РБ «Фрегат» применяется с РН «Союз» и РН «Зенит».

В предлагаемом учебном пособии рассматривается система управления (СУ) РБ «Бриз-М», разработанная МОКБ «Марс» [26]. Разгонный блок «Бриз-М» разработан и производится ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [21].

Московское опытно-конструкторское бюро «Марс» имеет многолетний опыт создания авиационных и космических систем навигации и управления.

В 50-х – 60-х годах коллективом предприятия была создана первая в СССР астронавигационная система управления для межконтинентальной крылатой ракеты «Буря».

В 60-х – 70-х годах были разработаны астросистемы для управления ориентацией космических аппаратов исследования Луны и окололунного пространства, в том числе:

- автоматической станции «Луна-9», совершившей мягкую посадку на поверхность Луны 31.01.1966 г.;
- автоматической станции «Луна-16», обеспечившей доставку на Землю образцов лунного грунта 13.09.1970 г.;
- автоматической станции «Луна-17», высадившей на поверхность Луны исследовательский аппарат «Луноход».

В это же время были созданы астросистемы для самолетов Ту-95М, Ту-142, Ту-160.

В 1975–1982 годах коллектив занимался разработкой автопилотов для ракет МКБ «Радуга», зенитных ракет КБ «Факел», КБ «Вымпел», ДМЗ.

В 1983–1993 годы проводилась разработка алгоритмического и программного обеспечения системы управления и навигации орбитального корабля «Буран» на участке аэродинамического спуска с высоты 20 километров до посадки, включая пробег по взлетно-посадочной полосе и остановку. 15 ноября 1988 г. впервые в мире осуществлена посадка орбитального корабля в автоматическом режиме управления на заданный аэродром по траектории самолетного типа.

В эти же годы разработаны автопилоты для самолетов-разведчиков «Стриж» и «Рейс-Д» АНТК им. А.Н. Туполева [24].

Начиная с 1994 года МОКБ «Марс» проводит работы по созданию систем и бортовых комплексов управления для новых изделий космического применения. К этим изделиям в первую очередь относится разгонный блок «Бриз-М» для ракеты-носителя «Протон-М». Система управления разгонным блоком «Бриз-М» разработки МОКБ «Марс» к 1.07.2010 г. обеспечила успешное выведение 42 спутников различного назначения на геостационарные и высокие орбиты (приложение 1).

Разгонный блок «Бриз-М», разработанный ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, по сравнению с другими разгонными блоками имеет преиму-

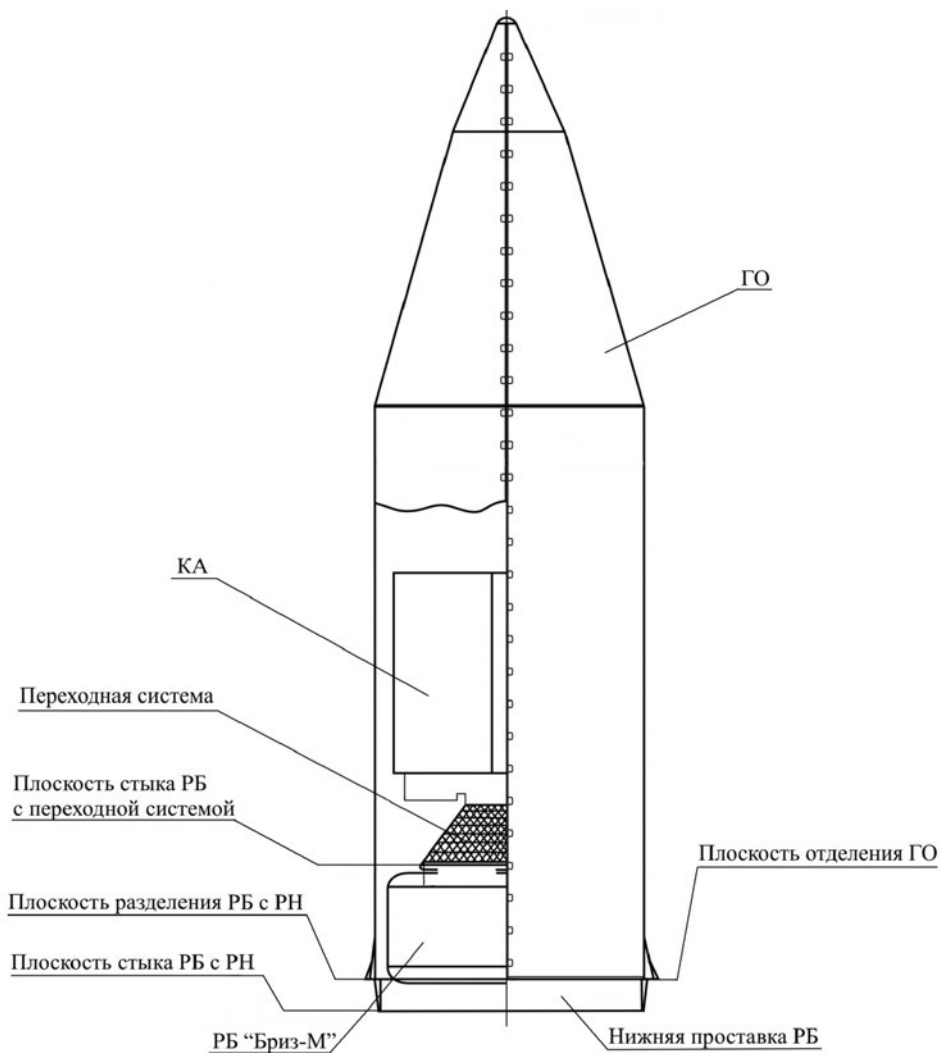


Рис. В1. Общий вид космической головной части

щества по ряду показателей: более высокая энергетика, позволяющая выводить тяжелые спутники; удачная компоновка, разработанная специально для РН «Протон-М» и позволяющая существенно увеличить зону полезной нагрузки; возможность варьирования комплектацией для выведения одиночных и групповых нагрузок в широком диапазоне орбит; возможность выведения в произвольную точку геостационарной орбиты (ГСО) по долготе. Фактически РБ «Бриз-М» может быть установлен на любой – легкий, средний или тяжелый – вариант ракеты-носителя «Ангара».

Масса полезной нагрузки, выводимой РБ «Бриз-М» с РН «Протон-М» на геостационарную орбиту, на момент написания книги составляет величину до 3 700 кг, а на геопереходную орбиту (ГПО) – свыше 6 000 кг.

На рис. В.1 показан общий вид космической головной части (КГЧ), в состав которой входят: космический аппарат (КА), разгонный блок (РБ), переходная система, головной обтекатель (ГО).

КА стыкуется с РБ через переходную систему.

Разгонный блок имеет в своем составе маршевый двигатель и двигатели малой тяги. Маршевый двигатель (МД) разгонного блока установлен в кардановом подвесе и отклоняется двумя электрогидравлическими сервоприводами в двух плоскостях стабилизации, что обеспечивает управление движением на активных участках полета (участки включения МД).

Двигатели малой тяги предназначены для обеспечения запуска МД, «поджатия» топлива к нижним днищам баков перед каждым включением МД и корректировки импульсов стабилизации и ориентации на пассивных участках полета.

Система управления (СУ) РБ является автономной, инерциальной, она построена на базе трехосной гиросtabilизированной платформы и бортового цифрового вычислительного комплекса.

Смежными для системы управления РБ являются:

- двигательная установка (ДУ);

- система обеспечения тепловых режимов (СОТР);
- пироустройства для коммутации гидромагистралей и космического аппарата (КА);
- бортовой измерительный комплекс (БИК);
- система управления ракетой-носителем (СУ РН);
- бортовая система управления космическим аппаратом (БСУ КА).

Бортовой измерительный комплекс (БИК) включает аппаратуру системы телеметрических измерений, в том числе два передатчика, обеспечивающих передачу телеметрической информации на наземные измерительные пункты (НИП), аппаратуру для передачи телеметрической информации через спутники-трансляторы на невидимых участках траектории, а также аппаратуру для определения внешне-траекторных параметров РБ (навигационную аппаратуру потребителя (НАП) и аппаратуру для радиоконтроля орбиты).

СОТР и БИК функционируют от начала предстартовой подготовки при наземном контроле и до окончания полета РБ.

При полете по переходной орбите осуществляются сеансы связи с Землей для радиоконтроля орбиты.

Отделение КА осуществляется либо непосредственно после последнего выключения МД (в ориентации, полученной на момент выключения МД), либо после выполнения специальных маневров, обеспечивающих приведение РБ в заданную ориентацию, а также закрутку КА (по требованию Заказчика).

Сбор телеметрической информации проводится в течение всего полета РБ. Передача телеметрической информации на наземный пункт осуществляется на отдельных участках полета с учетом наличия необходимых условий для обеспечения приема-передачи.

После отделения КА на участке автономного полета по целевой орбите разгонного блока проводятся сеансы радиоконтроля целевой орбиты, увод РБ, радиоконтроль орбиты увода и заключительные операции по приведению разгонного блока в безопасное состояние (сброс давления из баков, баллонов и магистралей РБ).

Система управления является центральной частью РБ, помимо управления движением она обеспечивает коммутацию питания всех бортовых потребителей, управление в реальном масштабе времени всеми исполнительными устройствами и получает сигналы от датчиков на всех участках полета, в том числе на участке полета ракеты-носителя.

Настоящее учебное пособие посвящено детальному рассмотрению работы системы управления разгонным блоком «Бриз-М».

1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ «БРИЗ-М»

Система управления (СУ) одноступенчатым разгонным блоком (РБ) «Бриз-М» предназначена для управления выводением космических аппаратов (КА) на средневысотные и высоковысотные орбиты (в том числе солнечно-синхронные и стационарные с любой долготой подспутниковой точки орбиты), а в перспективе – на отлетные траектории к Луне и планетам Солнечной системы.

Система управления разгонным блоком обеспечивает:

- одиночные и групповые запуски КА с разведением их в плоскости орбиты, а при необходимости и в различные плоскости;
- выведение полезного груза на орбиты с заданными точностью и надежностью;
- автономное решение задач навигации и управления движением, а также управления бортовыми системами на всех участках полета РБ;
- подготовку РБ к запуску в составе ракеты-носителя (РН) совместно с наземной аппаратурой системы управления (НАСУ);
- проведение всех предстартовых операций (контроль бортовых систем, ввод полетного задания (ПЗ), привязку работы систем к единому времени и т.д.);
- взаимодействие с бортовыми системами;
- взаимодействие с наземным стартовым комплексом.

1.1. Типовые циклограммы работы разгонного блока

Современные РБ с многократно включаемыми маршевыми двигателями (МД) позволяют реализовывать различные многоимпульсные схемы выведения КА с многочасовыми (баллистическими) участками перелета между активными участками, с обеспечением требуемой геометрии и ориентации орбит.

Основное направление использования РБ «Бриз-М» – выведение тяжелых КА на геостационарную орбиту (ГСО), геопереходные

орбиты (ГПО) и высококруговые орбиты ($H = 20\,000$) по двух-, трех- или четырехимпульсной схеме выведения с доразгоном. При полете КА на ГСО по трехимпульсной схеме (время выведения до 10 часов от момента поступления команды КП – «Контакт подъема») масса выводимого КА увеличивается на ~ 300 кг по сравнению с двухимпульсной схемой (время полета 7 часов от момента поступления команды КП). В случае полета по четырехимпульсной схеме время выведения превышает 14 часов.

Полет РБ при выведении КА на целевую орбиту состоит из следующих участков:

- выведение на опорную орбиту;
- полет по опорной орбите;
- перелет с опорной орбиты на переходную;
- полет по переходной орбите;
- перелет с переходной орбиты на целевую;
- полет по целевой орбите (до и после отделения КА);
- увод РБ с целевой орбиты.

Опорная орбита формируется в результате работы трех ступеней РН (прямое выведение) или в результате работы трех ступеней РН и первого включения маршевого двигателя РБ (выведение с доразгоном).

При полете с доразгоном РН выводит орбитальный блок (ОБ) на баллистическую траекторию, высота которой в апогее близка высоте опорной круговой орбиты, а высота в перигее имеет отрицательное значение. Типовая схема полета при выведении ОБ на опорную орбиту с доразгоном показана на рис. 1.1.

Выведение КА на целевую орбиту осуществляется с использованием 7- или 9-часового перелета (рис. 1.2 и 1.3 соответственно). На схемах приведены характерные параметры некоторых орбит: $H_{п}$ – высота перигея, $H_{а}$ – высота апогея, $H_{кр}$ – высота круговой орбиты, i – угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора, ΔV – приращение скорости движения КА на маневре.

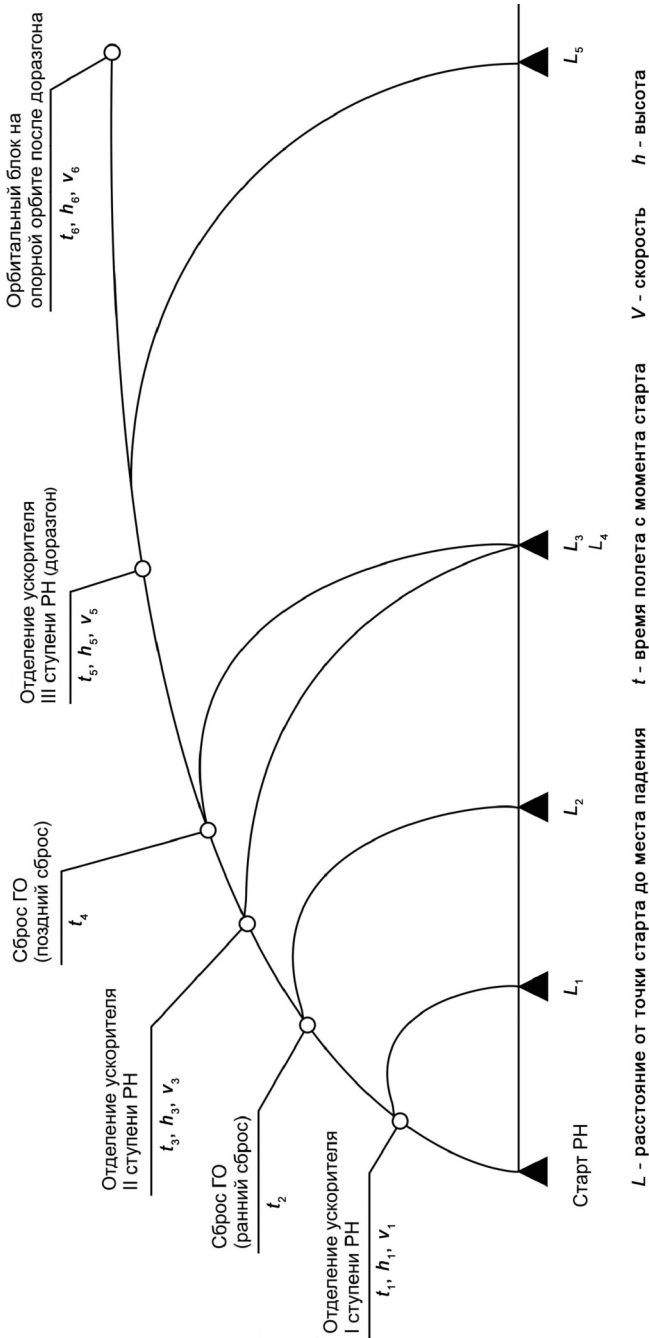


Рис. 1.1. Типовая схема полета при выведении ОБ на опорную орбиту

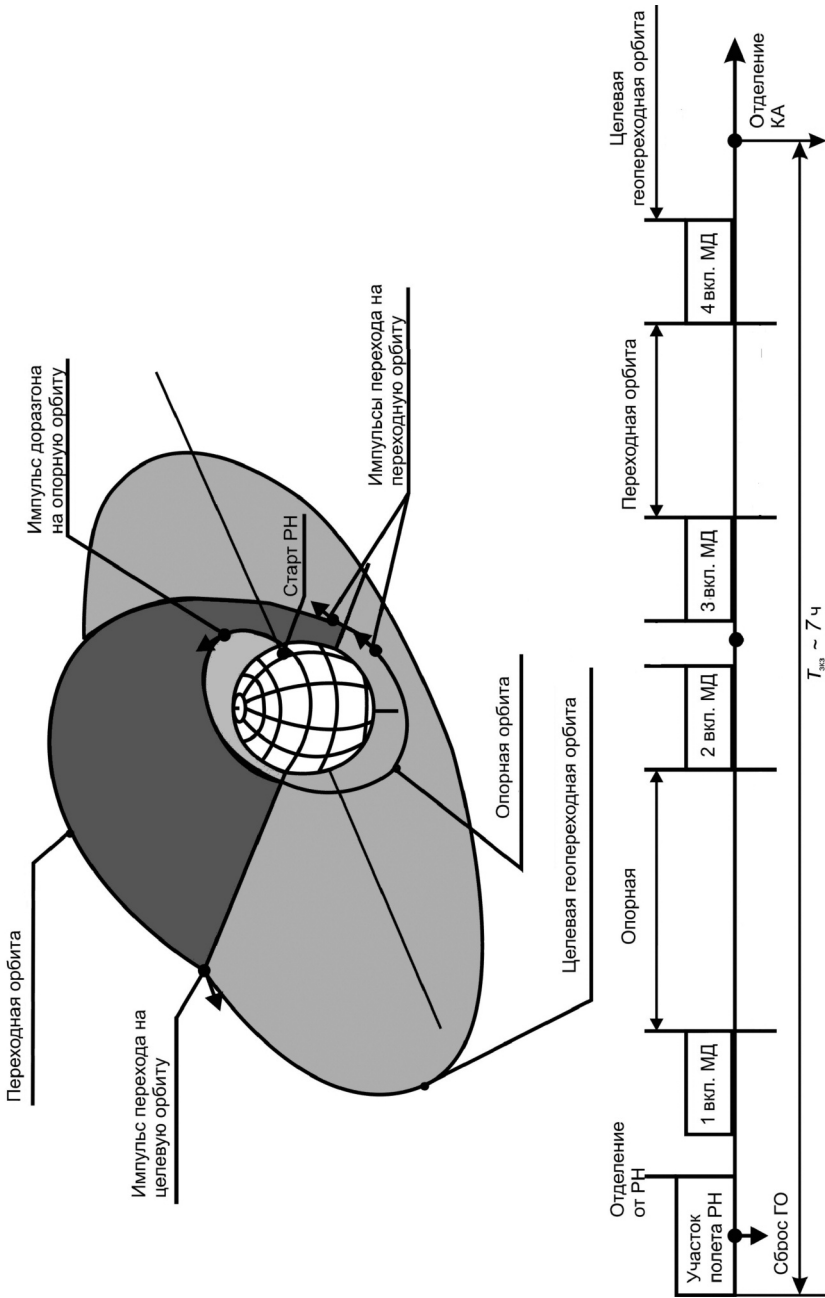


Рис. 1.2. Типовая 7-часовая схема выведения КА на целевую орбиту (стандартную ГПО, $\Delta V = 1500$ м/с)

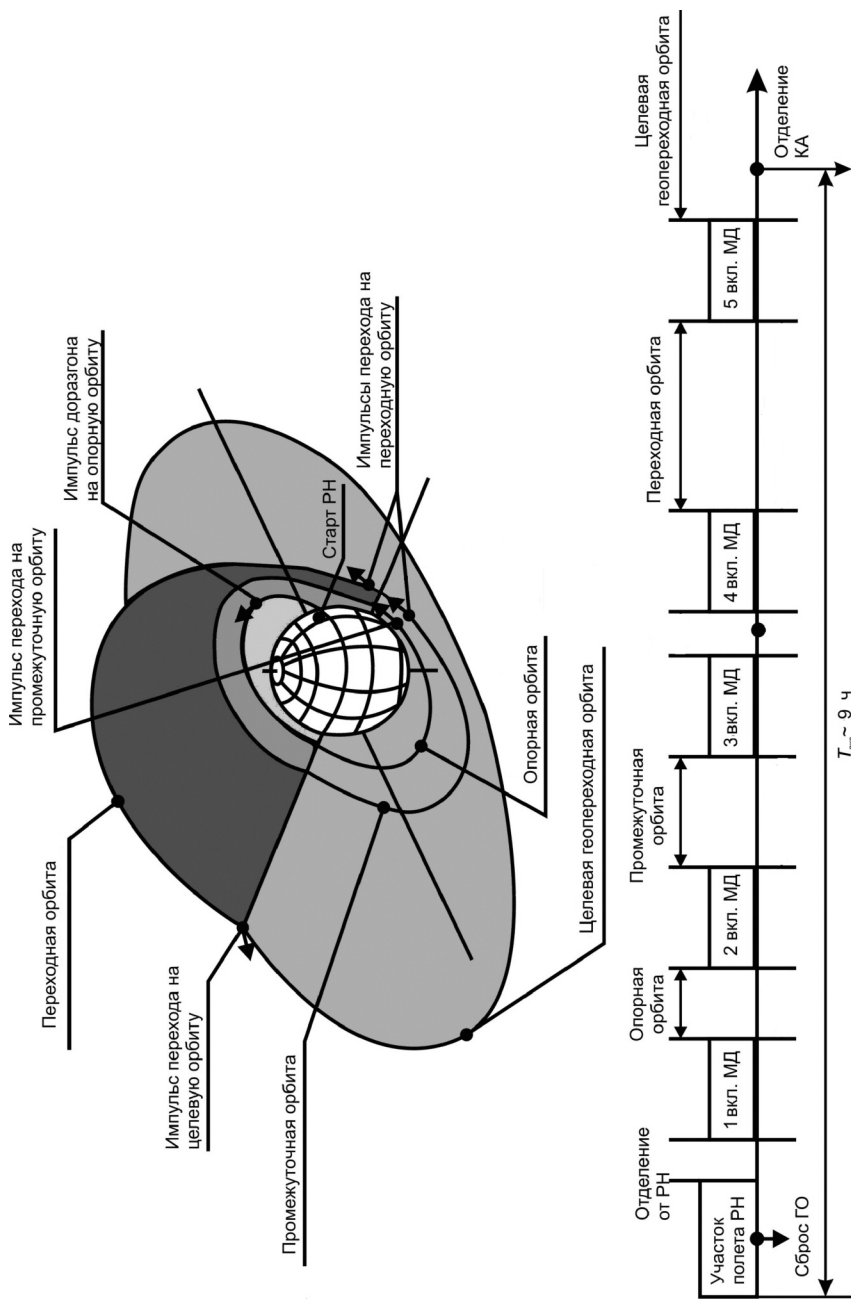


Рис. 1.3. Типовая 9-часовая схема выведения КА на целевую орбиту (стандартную ГПО, $\Delta V = 1500 \text{ м/с}$)

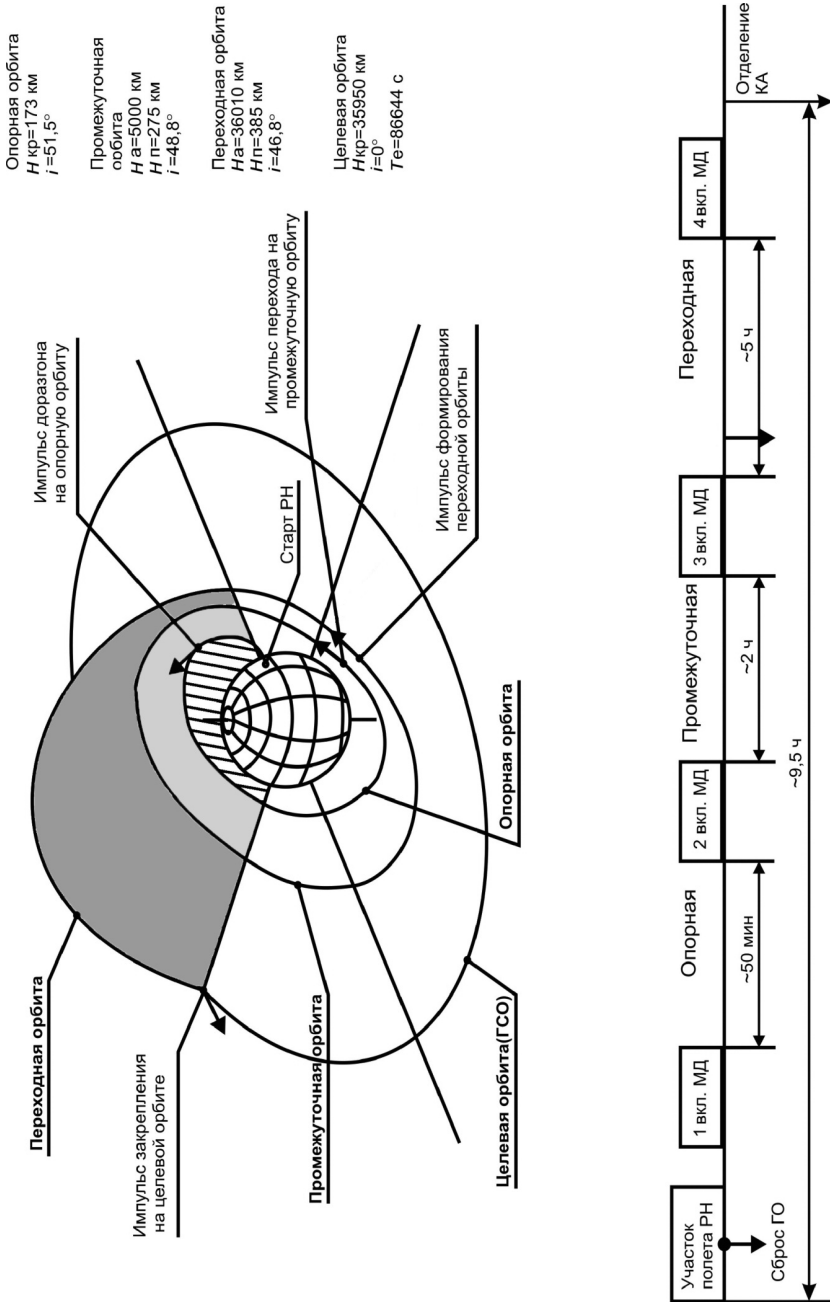


Рис. 1.4. Схема выведения и циклограмма включения маршевого двигателя при выведении на геостационарную орбиту

При первом варианте выведения (7-часовой перелет) второе и третье включения маршевого двигателя разгонного блока формируют переходную орбиту с высотой в апогее, близкой высоте целевой орбиты, третье (четвертое) включение – целевую орбиту с заданными параметрами. Для 9-часового перелета характерно предварительное формирование промежуточной орбиты.

Использование 9-часового перелета позволяет значительно увеличить массу полезной нагрузки на разгонных блоках с относительно небольшой тягой МД за счет сокращения гравитационных потерь.

Максимальное требуемое количество включений МД при реализации 9-часового перелета и выведения на опорную орбиту с доразгоном составляет не более пяти включений:

- первое включение МД – доразгон ОБ при выведении на опорную орбиту;
- второе включение МД – переход с опорной на промежуточную орбиту;
- третье включение МД – переход с промежуточной на переходную орбиту;
- четвертое включение МД – в случае кратковременного включения МД;
- пятое включение МД – выведение с переходной на целевую орбиту.

На рис. 1.4 показаны схема выведения и циклограмма включения маршевого двигателя при выведении на геостационарную орбиту.

На участках свободного полета между включениями МД осуществляется ориентация РБ относительно Солнца с обеспечением выполнения требований со стороны КА.

1.2. Состав и структурная схема системы управления разгонным блоком

Для выполнения приведенных выше задач выведения КА в соответствии с различными схемами и циклограммами включения бор-

того оборудования система управления разгонным блоком имеет в своем составе следующие основные технические подсистемы:

- комплекс командных приборов (ККП) на основе трехосного гиросtabilизатора с комплектом электронных блоков (КЭБ);
- бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК);
- блок коммутации питания (БКП);
- блок автоматики двигательной установки (БАДУ);
- блок управления пироустройствами (БУП);
- бортовую кабельную сеть (БКС);
- бортовой источник питания (БИП).

Комплекс командных приборов обеспечивает формирование исходной информации для системы навигации, управления и стабилизации изделия. В его состав входят трехосный гиросtabilизатор (ТГС) и комплект электронных блоков.

Бортовой цифровой вычислительный комплекс обеспечивает в цифровом виде решение задач выставки гиросtabilизированной платформы (ГСП), навигации, наведения, управления ориентацией и стабилизации РБ и формирование управляющих сигналов для исполнительных органов.

Блок управления пироустройствами обеспечивает проверку и подрыв пироустройств РБ и выдачу команд в КА.

Блок автоматики двигательной установки обеспечивает прием информации от РН и КА, прием информации от датчиков, а также управление электропневмоклапанами (ЭПК), электрогидравлической системой (ЭГС), системой обеспечения теплового режима (СОТР) и др.

Блок коммутации питания, получая от бортового или наземного источника питания входное напряжение, обеспечивает включение и распределение электропитания между потребителями, входящими в СУ РБ. В качестве БИП применяется литиевый химический источник тока.

Структурная схема СУ РБ приведена на рис. 1.5, где показаны перечисленные выше подсистемы и каналы с протоколами их взаимодействия. Связь БЦВК с ККП осуществляется по последовательному

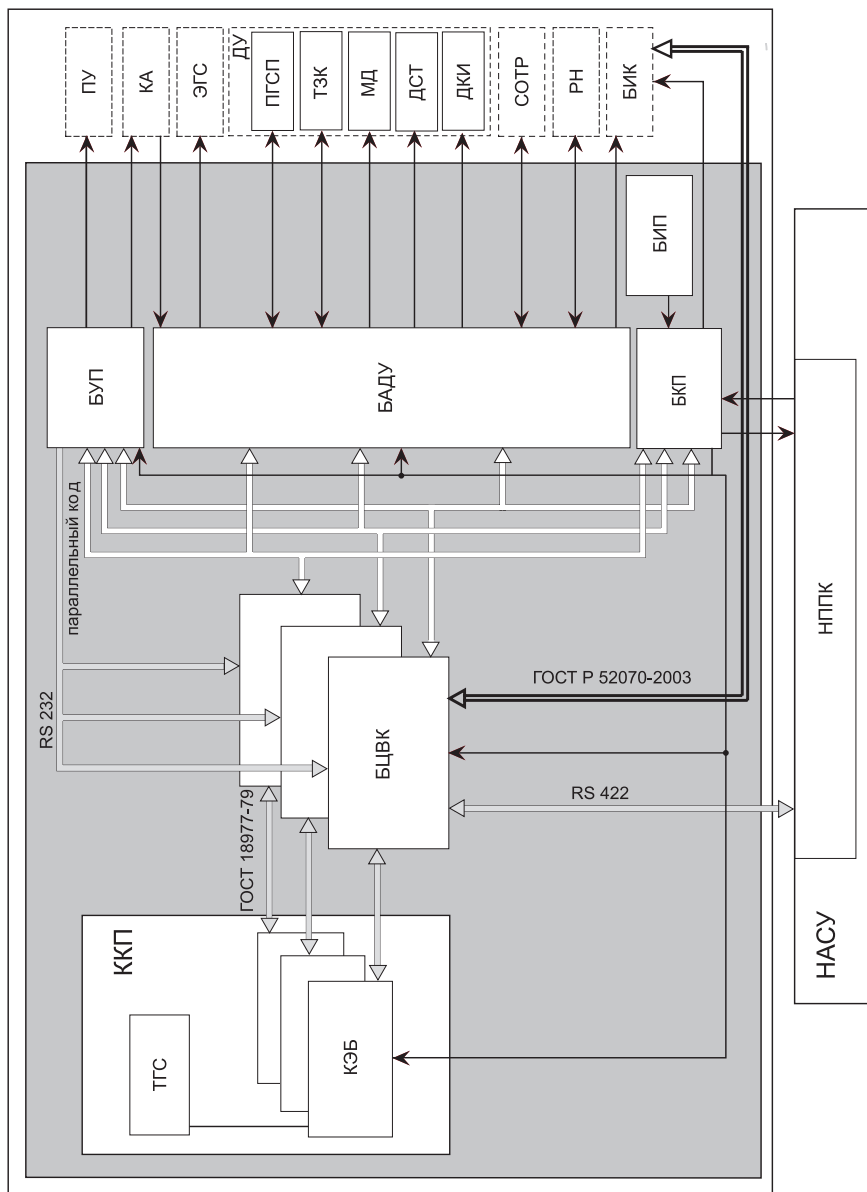


Рис. 1.5. Структурная схема СУ РБ «Бриз-М»

интерфейсу в соответствии с ГОСТ 18977-79 [4]. Взаимодействие БЦВК с блоками силовой автоматики (БУП, БАДУ, БКП) осуществляется по параллельному интерфейсу – каналу внешних устройств собственной разработки МОКБ «Марс». От БУП по последовательному интерфейсу RS-232 в БЦВК поступает телеметрическая информация. Связь БЦВК с бортовым измерительным комплексом (БИК) реализуется в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 [5] по мультиплексному каналу обмена. При этом функции контроллера шины (КШ) выполняет БЦВК, а оконечным устройством (ОУ) является БИК. Взаимодействие БЦВК с наземным проверочно-пусковым комплексом (НППК) осуществляется по протоколу RS-422 и прерывается в момент старта.

Смежные по отношению к СУ РБ системы обозначены пунктирными линиями, в том числе: пироустройства (ПУ), система обеспечения теплового режима (СОТР), двигательная установка (ДУ), включающая пневмогидравлическую систему подачи (ПГСП) топлива, теплозащитную крышку (ТЗК), маршевый двигатель (МД), двигатели стабилизации (ДСТ), двигатели коррекции импульса (ДКИ).

Наземная подготовка СУ РБ проводится с помощью наземной аппаратуры, обеспечивающей все режимы проверок аппаратуры СУ РБ, предстартовые режимы работы, включая ввод полетного задания, и процедуры, связанные с предпусковыми операциями до команды «Контакт подъема».

Наземная аппаратура системы управления (НАСУ) разгонным блоком «Бриз-М» технического комплекса (ТК) состоит из:

- наземного проверочно-пускового комплекса (НППК);
- системы наземного электроснабжения;
- имитатора смежных систем (ИСС);
- наземной кабельной сети (НКС).

Наземная аппаратура системы управления РБ «Бриз-М» стартового комплекса (СК) состоит из:

- наземного проверочно-пускового комплекса;

- системы наземного электроснабжения;
- наземной кабельной сети.

Краткое описание наземного проверочно-пускового комплекса представлено в разделе 8 настоящего пособия.

Система наземного электроснабжения предназначена для обеспечения СУ РБ силовым электропитанием от 29,5 до 30 В во время наземных проверок и подготовки к пуску.

Имитатор смежных систем предназначен для проверки взаимодействия СУ РБ с СУ РН и СУ КА во время наземных проверок.

1.3. Функционирование системы управления разгонным блоком

СУ РБ функционирует в двух режимах: предстартовая подготовка, выведение (полет).

Режим предстартовой подготовки осуществляется с помощью НППК и состоит из двух этапов: техническая проверка и предстартовая подготовка.

1. Техническая проверка предназначена для контроля исправности СУ на заводе-изготовителе РБ и в эксплуатации (ТК, СК). Она заключается в проведении помодульного контроля функциональных трактов СУ, цепей исполнительных органов, а также проверки взаимодействия со смежными системами. Объем контролируемых цепей и функциональных трактов определяется инструкцией по эксплуатации.

При подготовке к пуску СУ РБ совместно с НАСУ обеспечивает:

- контроль исходного состояния СУ и смежных систем;
- проведение защитных операций и контроль опасных цепей;
- распределение энергопитания, включение собственной аппаратуры и аппаратуры смежных систем СУ РБ от наземного источника питания и переключение на бортовое питание (по команде от НППК);
- контроль аппаратуры СУ средствами встроенного контроля;
- проверку цепей пирозащитных элементов и обмоток электропневмоклапанов на целостность токами обтекания без расстыковки и перестыковки электросоединителей;

- проверку сквозной полярности каналов курса, тангажа и крена с прокачкой рулевых приводов без расстыковки тракта и демонтажа приборов (с использованием программных разворотов трехосного гиросtabilизатора (ТГС));
- комплексные проверки бортовой аппаратуры в автоматическом режиме;
- контроль резервированных каналов СУ РБ;
- проверку прохождения опорных команд в КА совместно с аппаратурой КА;
- ввод или замену полетного задания с контролем правильности ввода ПЗ;
- автономную азимутальную выставку гиросtabilизированной платформы;
- учет поправок на погрешности навигационных датчиков первичной информации;
- периодическую самопроверку аппаратуры;
- документирование действий оператора;
- регистрацию и документирование информации о контролируемых параметрах бортовой и наземной аппаратуры;
- выдачу в наземный проверочно-пусковой комплекс СУ РН сигнала «Готовность»;
- формирование сигнала готовности системы управления к пуску.

2. Предстартовая подготовка СУ РБ начинается с момента включения электропитания на пульте управления аппаратуры наземного проверочно-пускового комплекса. При включении аппаратура, входящая в наземный проверочно-пусковой комплекс, проводит тестовые операции собственных блоков и по результатам проверки формирует сигнал исправности с выдачей его оператору на монитор НППК. После получения сигнала исправности наземным проверочно-пусковым комплексом проводятся защитные операции и включается двигатель системы обеспечения теплового режима, затем запускается циклограмма включения и проверки бортовой аппаратуры СУ РБ.

Подача питания на бортовую аппаратуру начинается с подачи питания на БЦВК и осуществляется по заданной циклограмме НППК.

После прохождения в БЦВК тестов встроенного контроля производится запись в БЦВК полетного задания, выбранного в соответствии с планируемым запуском. Состав ПЗ определяется задачей текущего запуска.

Режим выведения СУ РБ в полете обеспечивает:

- решение навигационной задачи на всех участках полета;
- управление работой бортовых систем и агрегатов;
- ориентацию, стабилизацию и управление движением центра масс РБ согласно ПЗ с заданными точностями на участках работы маршевого двигателя и «пассивных» участках траектории;
- управление траекторным движением по гибким, энергетически оптимальным траекториям с целью выведения полезной нагрузки на орбиты искусственного спутника Земли с заданными характеристиками;
- увод РБ с орбиты после вывода КА на заданную целевую орбиту и отделения КА;
- электрическое и информационное взаимодействие с СУ РН и СУ КА;
- формирование и выдачу телеметрической информации о функционировании СУ РБ в систему БИК;
- непрерывный автоматический контроль собственной аппаратуры СУ РБ средствами встроенного контроля и контроль исправности аппаратуры смежных систем;
- решение задачи безопасности бортовой аппаратуры с формированием аварийных программ на отключение аппаратуры, отделение КА при отказах;
- проведение разворотов РБ с целью тепловых маневров и ориентации на Солнце;
- управление запуском и остановом маршевого двигателя и двигателей коррекции импульса по согласованной циклограмме.

Режим выведения для СУ РБ делится на три основных этапа:

- 1) участок совместного полета с РН (до команды «Контакт отделения», формируемой БЦВК при разделении разгонного блока с ракетой-носителем);
- 2) участок автономного полета с КА;
- 3) режим увода РБ.

На участке полета совместно с ракетой-носителем СУ РБ осуществляет автономное решение навигационной задачи, выполняет подготовку ДУ РБ к работе.

Подготовка двигательной установки РБ к работе осуществляется заранее на заключительном участке полета с РН.

Вначале подготавливается к работе пневмосистема ДУ (пироклапаны шаробаллонов), затем выдаются команды на открытие клапанов маршевого двигателя, двигателей коррекции импульса и двигателей стабилизации для вакуумирования топливной системы высокого давления («сухой запуск» – без подачи компонентов топлива).

Далее подаются команды на подрыв пироклапанов пневмогидравлической системы подачи (ПГСП), заполняются топливные магистрали всех двигателей и производится наддув баков высокого и низкого давления.

Команды на наддув баков низкого давления в дальнейшем выдаются и при каждом включении МД РБ.

На участке автономного полета СУ РБ начинает выполнять программу полета с момента получения команды «Контакт отделения» (КО), которая определяется по факту расстыковки электросоединителей ракеты-носителя с разгонным блоком (команда РРН), установленной в плоскости разделения. Прием команды РРН осуществляется в заданном полетным заданием интервале времени. Если команда КО не сформирована в пределах заданного интервала, то СУ РБ начинает выполнять штатную циклограмму автономного полета в момент окончания этого интервала.

В случае если на РБ до команды КО будет получена команда «Авария» (в частности, при аварии РН или КА), СУ РБ никаких действий до команды КО не производит (не формирует сигнал «Авария РБ»).

Функционирование СУ на участке автономного выведения РБ базируется на последовательной отработке типовых полетных операций (ТПО) по задачам управления движением и типовых операций (ТО) по задачам управления работой смежных бортовых систем и агрегатов.

Состав и краткое содержание ТПО изложены в разделе 3 настоящего пособия. Состав и содержание ТО, выполняемых СУ, определены «Универсальной циклограммой работ РБ «Бриз-М» (см. разд. 3.3).

Конкретный состав, содержание, условия выполнения и последовательность использования типовых операций в полете определяются при подготовке к пуску РБ с конкретным КА и регламентируются «Приложением к универсальной циклограмме на пуск», по которому осуществляется расчет параметров ПЗ на пуск (см. разд. 3.4).

Программно-математическое обеспечение (ПМО) РБ структурировано с учетом деления процесса управления РБ на типовые операции и по функциональным задачам. Управление работой ПМО осуществляется специальными программами – диспетчерами, реализующими циклограмму полета РБ и циклограмму работы БЦВК.

Настройка бортовой системы управления на выполнение циклограмм полета осуществляется на техническом комплексе или на стартовом комплексе путем ввода полетного задания в память БЦВК из наземного проверочно-пускового комплекса. Отработка заданной циклограммы полета РБ начинается после получения команды КО.

На участке автономного полета СУ РБ последовательно обрабатывает заданные в ПЗ типовые полетные операции. При этом система управления смежными системами (СУСС) по командам от системы управления движением и навигацией (СУДН) реализует типовые операции по задачам включения/отключения маршевого двигателя и отделения КА. В конце полета СУСС реализует заключительные операции. При возникновении аварийной ситуации система управления смежными системами реализует отработку аварийной программы.

1.4. Основные энергетические, массогабаритные и эксплуатационные характеристики системы управления разгонным блоком

В аппаратуре СУ РБ применены методы резервирования и защиты, исключающие возможность потери работоспособности или формирования преждевременных и ложных команд при одной возможной неисправности в функционально независимых участках схемы.

Ниже приводятся некоторые типовые эксплуатационные характеристики системы управления разгонного блока:

- аппаратура СУ РБ должна непрерывно функционировать при наземной подготовке не менее 14 часов, а в полете – не менее 12 часов (с возможностью увеличения работы аппаратуры до 48 часов при условии решения задач электропитания);

- средняя потребляемая мощность по цепи постоянного тока на пассивных участках полета без учета потребления исполнительными органами составляет не более 380 Вт, в том числе блоков БЦВК, БКП, БАДУ, БУП – не более 110 Вт.

Аппаратура СУ РБ функционирует при следующих условиях:

- Температура посадочных мест для установки оборудования составляет $+(5-35)^{\circ}\text{C}$ и обеспечивается системой обеспечения теплового режима во всех режимах работы.

- Бортовая аппаратура размещается в негерметичных отсеках.

Масса оборудования СУ РБ без бортового источника питания и бортовой сети приведена в табл. 1.1 и составляет немногим более 100 кг.

Суммарный потребляемый ток по БЦВК и блокам силовой автоматики составляет не более 4 А и отдельно по блокам приведен в табл. 1.1.

- Вероятность безотказной работы СУ РБ при подготовке, пуске и во время полета составляет не хуже $P = 0,999$.

- Срок службы СУ РБ составляет не менее 10 лет.

Таблица 1.1

Основные характеристики блоков СУ РБ

Параметр	Размерность	Блоки СУ РБ				
		БЦВК	БАДУ	БУП	БКП	ККП
Масса	кг, не более	8	20	15	20	45
Ток потребления	А, не более	2	1	1	1	

- Ресурс СУ РБ обеспечивает ее эксплуатацию в течение срока службы с наработкой на отказ:
 - не менее 500 часов для бортовой аппаратуры, кроме комплекса командных приборов;
 - не менее 350 часов для ККП в составе СУ РБ.

1.5. Бортовой цифровой вычислительный комплекс

Бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) в составе СУ РБ предназначен обеспечивать:

- обмен информацией последовательным кодом с аппаратурой комплекса командных приборов;
- обмен информацией параллельным кодом с блоками силовой автоматики: БАДУ, БУП, БКП;
- обмен информацией последовательным кодом с НППК;
- выдачу цифровой телеметрической информации на радиотелеметрическую станцию (РТС);
- прием информации, выданной из БУП последовательным кодом в ответ на разовую команду, поступившую в БУП;
- синхронизацию работы каналов («граней») с выдачей синхроимпульсов (СИ) в наземный проверочно-пусковой комплекс и комплекс командных приборов;
- контроль работоспособности с выдачей результатов контроля в наземный проверочно-пусковой комплекс и на РТС;

– оперативный ввод ПЗ в собственное репрограммируемое запоминающее устройство (РПЗУ) с контролем правильности его записи.

БЦВК является одним из основных звеньев системы управления, и его структура непосредственно влияет на основные технические характеристики СУ РБ.

Обеспечивая управление работой бортового оборудования РБ «Бриз-М» (внутренняя задача), БЦВК по существу является связующим звеном системы управления, средством объединения разнородной аппаратуры в единый комплекс средств, решающих поставленную задачу.

Бортовой цифровой вычислительный комплекс обеспечивает унификацию информационных связей с аппаратурой, выполненной различными разработчиками и содержащей, как правило, различные вычислительные средства и каналы информационного обмена.

БЦВК имеет функционально законченные узлы, конструктивно выполненные в виде отдельных устройств, и содержит программно-математическое обеспечение, в состав которого входят базовая операционная система, система контроля и диагностики и функциональное программное обеспечение (ФПО).

1.6. Блоки силовой автоматики

Блоки силовой автоматики (БСА) входят в состав системы управления разгонным блоком и предназначены для:

– преобразования цифровой информации БЦВК в сигналы или разовые команды, используемые для управления исполнительными устройствами разгонного блока и смежными системами;

– преобразования аналоговых сигналов и разовых команд, поступающих с исполнительных элементов разгонного блока и от смежных систем (СОТР, ТЗК, СУ РН, СУ КА), в цифровую информацию и передачи их в БЦВК;

– формирования аналоговой телеметрической информации, передаваемой в бортовой измерительный комплекс;

- коммутации напряжения бортового и наземного источников питания между блоками системы управления и смежными системами;
- взаимодействия с НППК по аналоговым и дискретным сигналам.

Исполнительными устройствами разгонного блока являются:

- пневмогидравлическая система подачи топлива, куда входят пироклапаны, электропневмоклапаны;
- электрожидкостной клапан, электрогидравлический сервопривод;
- двигатели малой тяги, куда входят электропневмоклапаны двигателей стабилизации и двигателей коррекции импульса, обмотки обогрева ДСТ, ДКИ;
- теплозащитная крышка с электроприводом;
- электропневмоклапаны;
- пироустройства отделения космического аппарата;
- пироустройства отделения головного обтекателя.

В состав БСА входят три блока:

- блок коммутации питания;
- блок автоматики двигательной установки;
- блок управления пироустройствами.

Блок коммутации питания предназначен:

- для подключения/отключения электропитания бортовой аппаратуры системы управления разгонным блоком «Бриз-М» и смежных систем по командам, получаемым от бортового цифрового вычислительного комплекса и наземного проверочно-пускового комплекса;
- для формирования и выдачи в бортовой измерительный комплекс информации о подключении шин питания, коммутируемых в соответствии с «Циклограммой работы СУ РБ» по полетному заданию, а также информации о величине напряжения и потребляемого тока от бортовой батареи.

Выдача команд управления из БЦВК в БКП производится по трем независимым каналам обмена параллельным восьмиразрядным кодом.

Выдача команд управления из НППК в БКП производится по аналогово-дискретным цепям.

Блок БКП обеспечивает прием и распределение по шинам потребителей питания с номинальными напряжениями +27 В, +15 В, +8 В. Электропитание поступает от бортовой батареи или наземных источников питания. В состав БКП также входят коммутационные устройства, используемые для включения/отключения бортовой аппаратуры СУ РБ и для формирования и коммутации шин (фидеров) питания.

Блок автоматики двигательной установки предназначен для:

- приема от БЦВК по трем независимым каналам сигналов управления на рулевые приводы поворота камеры маршевого двигателя и передачи в БЦВК токов обратной связи, протекающих по обмоткам управления;
- приема от БЦВК по трем независимым каналам команд на управление клапанами двигателей малой тяги (ДСТ и ДКИ);
- приема от БЦВК по трем независимым каналам команд на управление клапанами МД и пневмогидросистемой;
- приема от БЦВК по трем независимым каналам команд на управление теплозащитной крышкой;
- приема с датчиков давления ПГСР информации о давлении и передачи ее в БЦВК по трем независимым каналам;
- приема по трем независимым каналам от бортовых систем РБ и смежных систем СУ РН, СУ КА, СОТР разовых команд и сигналов и передачи их в БЦВК;
- управления насосным агрегатом и краном переключения, входящими в систему обеспечения теплового режима;
- формирования сигналов для телеметрического контроля работы устройств в полете и при наземных проверках.

Обмен информацией БЦВК с блоками силовой автоматики (БУП, БКП, БАДУ) осуществляется по трем независимым каналам восьмиразрядным параллельным кодом в адресном пространстве внешних

устройств. В БСА предусмотрены устройства сопряжения, имеющие шинные формирователи, которые обеспечивают стабильную нагрузку на выходные каскады контроллера ввода-вывода (КВВ) в БЦВК по цепям адреса, данных, сигналов записи и чтения.

В БАДУ используются трехканальные источники питания с выходными напряжениями питания постоянного тока +5 В, +15 В и – 15 В, имеющие номинальную выходную мощность 5 Вт по каждой грани.

Блок управления пироустройствами предназначен для выполнения следующих функций:

- открытие и закрытие пироклапанов ПГСП;
- отделение КА.

Кроме того, БУП выдает временные метки в КА.

Управление пироустройствами осуществляется по командам БЦВК.

Ток срабатывания пироустройств составляет от 1 до 7 А.

Информационно-командный тракт БЦВК трехкратно резервирован с мажоритарной обработкой выдачи команд (программно-алгоритмическое мажоритирование).

БУП осуществляет контроль целостности нитей пироустройств путем обтекания безопасным током, значение которого составляет не более 0,05 А при воздействии в течение $(5 \pm 0,3)$ с.

1.7. Конструктив системы управления разгонным блоком

Основой блоков БСА являются типовые электронные платы в рамках, соединенные в пакетный блок. Платы скомпонованы в секции по функциональным признакам.

Блоки СУ РБ размещены в негерметичном отсеке. Элементы крепления блоков выполнены в виде фрезерованных профилей с использованием материалов Д16Т и АМг6М со специальным покрытием с целью исключения накопления статических зарядов.

Защита от статического электричества и металлизация выполнены в соответствии с нормативными требованиями. Теплосъем с блоков

СУ РБ осуществляется через термоплаты систем терморегулирования. Посадочное место под ККП ориентировано относительно осей РБ в соответствии с требованиями по установке. При этом положение осей должно быть определено с погрешностью не хуже 10 угл.мин.

Составные части блоков СУ РБ изготавливаются в виде конструктивно и функционально законченных устройств.

Печатная плата с элементами, установленная в обечайку, показана на рис. 1.6.

По периметру обечайки расположены пазы (10 шт.), в которых устанавливается соединитель пакетный магистральный (СПМ). СПМ состоит из пластикового корпуса со щелевыми пазами, где находятся пружинные контактные кольца. При сборке теплопровода с обечайкой каждый СПМ располагается напротив своей контактной колодки, и каждое контактное кольцо СПМ упирается в определенную контактную площадку на колодке. Точность сборки обеспечивается наличием двух базовых штифтов на одной из главных диагоналей обечайки, а в теплопроводе под штифты есть точные отверстия.

Штифты служат также для жесткого направления одного устройства относительно другого при их пакетной сборке в блок. Коммутация каждого блока с внешней аппаратурой осуществляется через блочные разъемы, которые объемным монтажом соединяются со специальными кросс-платами.

Основная идея конструкции заключается в том, что блок состоит из сложенных в единый пакет модулей, обрамленных металлической рамкой – обечайкой. Каждая плата, составляющая основу модуля, снабжена алюминиевой пластиной-тепlostоком. Соединения между модулями выполняются при помощи пружинных колодок с нулевым усилием сочленения, которые устанавливаются внутри металлических рамок.

Модули, равномерно стянутые в пакет шпильками, образуют блок, в котором корпусом являются внешние поверхности модульных рамок и торцевые крышки. Пакетная сборка обеспечивает высокую стойкость к механическим воздействиям, высоконадежное соединение

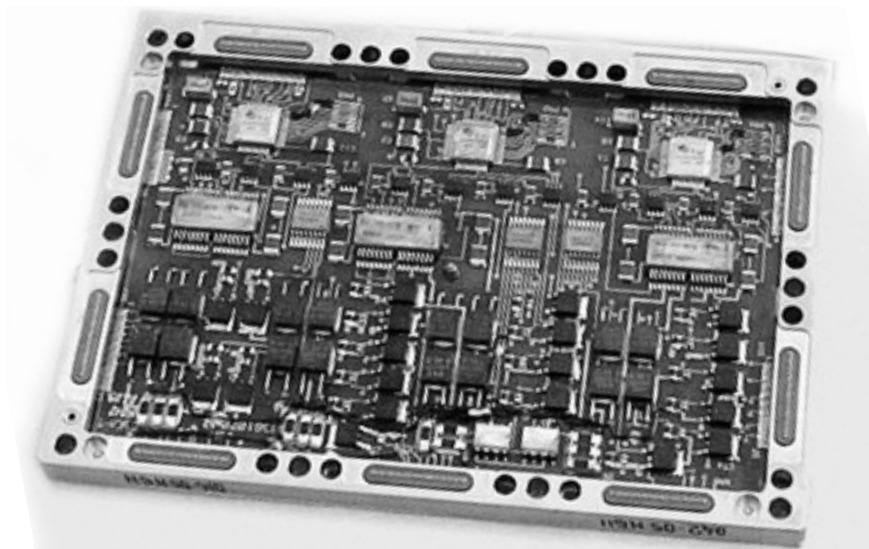


Рис. 1.6. Печатная плата с элементами, установленная в обечайку

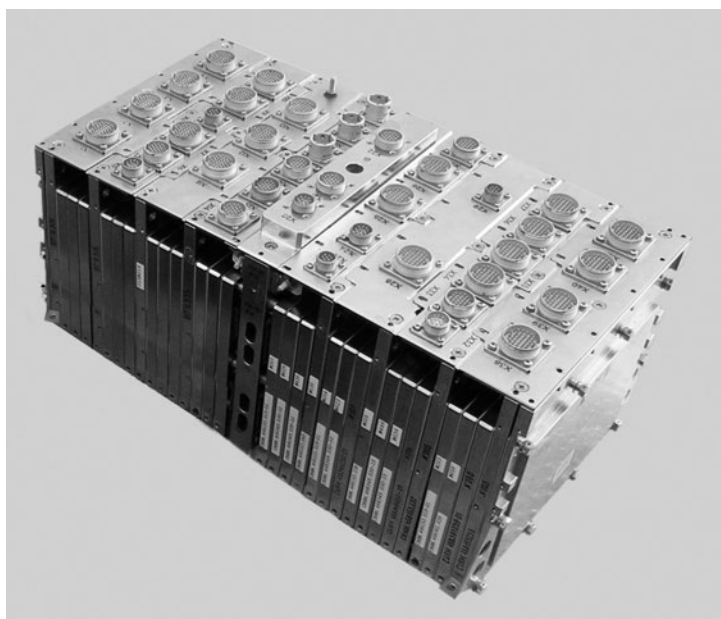


Рис. 1.7. Пример выполнения блока пакетного конструктива

плат, значительное снижение массогабаритных характеристик и возможность организации кондуктивного теплоотвода (рис. 1.7).

В основу конструктива СПМ положен оригинальный межплатный соединитель, представляющий собой кольцо эллиптической формы, выполненное из бронзы и установленное между контактными площадками соседних плат.

Отвод тепла от блоков СУ РБ осуществляется нанесением теплопроводящей пасты на посадочные поверхности блоков и установочные места под них перед закреплением самих блоков установочными невыпадающими болтами на объекте.

Защита блоков БСУ от статического электричества осуществляется путем нанесения специального токопроводящего покрытия на наружной поверхности.

В целях облегчения транспортировки все блоки СУ РБ снабжены двумя съемными технологическими ручками.

1.8. Программно-математическое обеспечение системы управления разгонным блоком

Программное обеспечение системы управления разгонным блоком (ПО СУ РБ) включает в себя (рис. 1.8) программное обеспечение системы управления движением и навигацией разгонного блока (ПО СУДН РБ) и программное обеспечение системы управления смежными системами разгонного блока (ПО СУСС РБ).

Программное обеспечение системы управления движением и навигации (ПО СУДН) состоит из следующих пакетов программных модулей:

- ПО системы навигации и информационного обеспечения (ПО СНИО);
- ПО системы траекторного управления (ПО СТУ);
- ПО системы управления режимами полета (ПО СУРП);
- ПО системы стабилизации и ориентации (ПО ССО);

- ПО цифровой телеметрической информации (ПО ЦТМИ);
- файл данных имитации полета (ФДИП);
- пакет стандартных программ (ПСП).

Программное обеспечение СУСС состоит из следующих пакетов программных модулей:

- ПО системы управления смежными системами центрального процессора (ПО СУСС ЦПР);

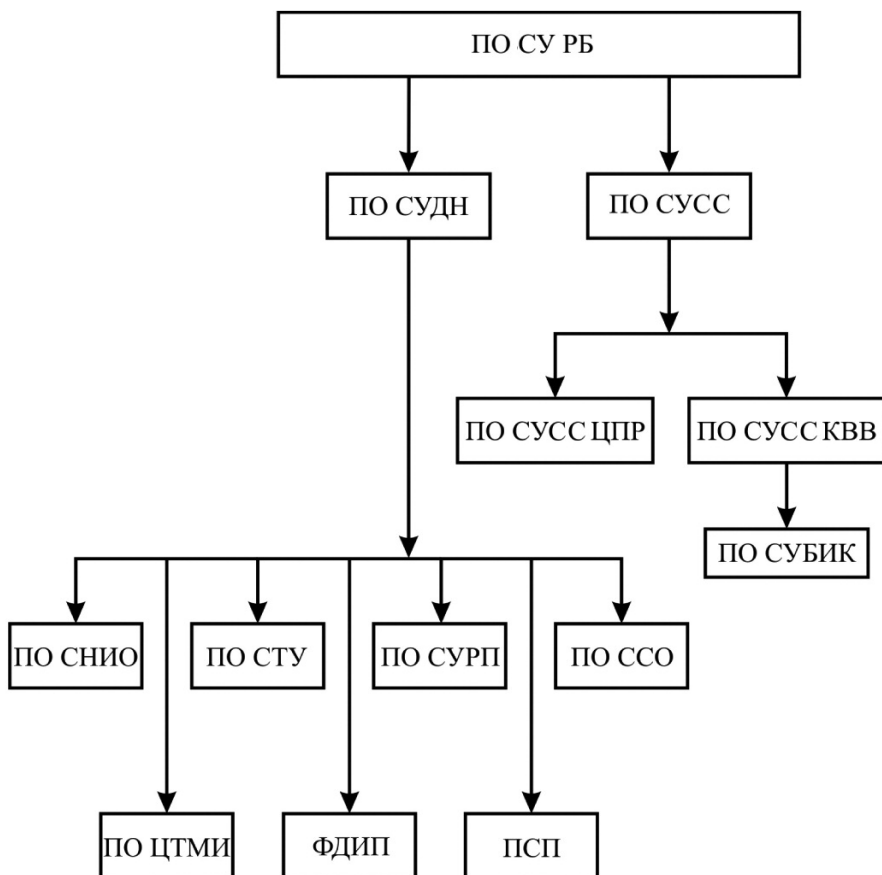


Рис. 1.8. Структурная схема ПО СУ РБ

– ПО системы управления смежными системами контроллера ввода-вывода (ПО СУСС КВВ), в которое входит программное обеспечение системы управления бортовым измерительным комплексом (ПО СУБИК).

Программное обеспечение СУ РБ обеспечивает решение функциональных задач и предназначено для управления движением разгонного блока в соответствии с циклограммой полета и с полетным заданием.

2. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ ИЗМЕРИТЕЛИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА И ТОЧНОСТЬ ВЫВЕДЕНИЯ

Информационным ядром системы управления разгонным блоком (СУ РБ) является гиросинерциальный комплекс, называемый по традиции, сложившейся в ракетно-космической отрасли, комплексом командных приборов (ККП). Такое название появилось на ранних стадиях разработок СУ, не имевших в своем составе бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ). ККП являлся тогда именно командным прибором в том смысле, что цель управления траекторным движением заключалась в сведении к нулю отклонений аппарата от неизменного в инерциальном пространстве положения гиросtabilизированной платформы (ГСП) или изменении этих отклонений по известному закону (например, по экспоненте). В процессе предстартовой подготовки по показаниям акселерометров ГСП физически выставлялась в плоскость местного горизонта, а вокруг местной вертикали – в направлении предстоящего полета с использованием внешних оптических средств прицеливания.

2.1. Инерциальные измерители параметров движения разгонного блока

Внедрение БЦВМ в состав СУ позволило реализовать на основе ККП полноценную инерциальную навигационную систему и, как следствие, гибкие, энергетически оптимальные алгоритмы терминального управления траекторным движением.

В СУ РБ «Бриз-М» используется ККП разработки Санкт-Петербургского НИИ командных приборов.

Комплекс командных приборов состоит из двух блоков: трехосного гиросtabilизатора (ТГС) и комплекта электронных блоков (КЭБ).

Гиросtabilизированная платформа ККП помещена в трехосный карданов подвес (рис. 2.1) и после предстартовой начальной выставки сохраняет (в идеале) неизменную ориентацию в инерциальной

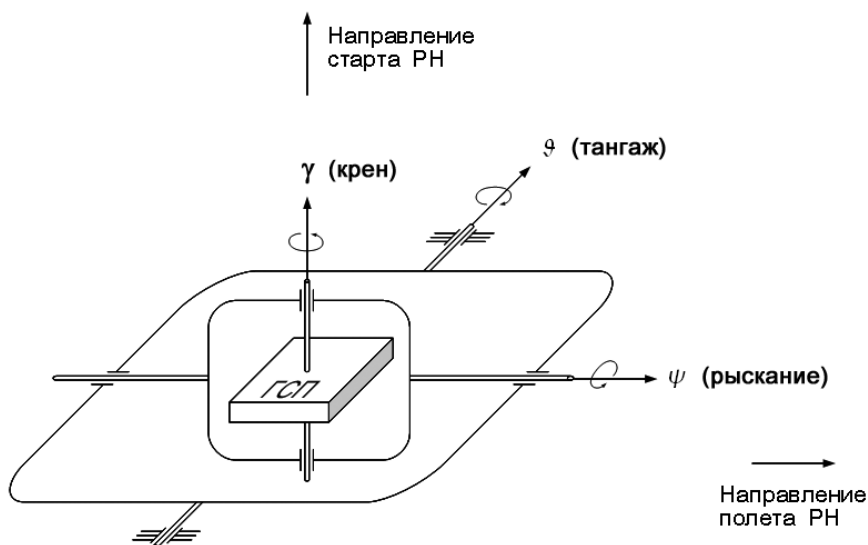


Рис. 2.1. Кинематическая схема ТГС (стартовая конфигурация)

системе координат (ИСК). Фактическое изменение ориентации гиросtabilизированной платформы относительно ИСК отслеживается численно в бортовых цифровых вычислительных машинах системы управления с использованием паспортных данных об уходах (дрейфах) гироскопов, определенных при изготовлении комплекса командных приборов для каждого конкретного комплекта и включаемых в состав полетного задания (ПЗ).

На гиросtabilизированной платформе установлены гироскопические интеграторы линейных ускорений (ГИЛУ).

Выходными параметрами ККП являются:

- углы: γ (крен), ψ (рыскание), ϑ (тангаж), снимаемые с датчиков трехосного гиросtabilизатора и характеризующие угловое положение связанной системы координат (ССК) разгонного блока относительно ГСП и, следовательно, относительно инерциальной системы координат (с учетом вычисляемых поправок);

- параметры гироскопических интеграторов линейных ускорений, характеризующие проекции кажущегося ускорения на их оси чувствительно-

сти (под «кажущимся» понимается ускорение от негравитационных сил, например двигателя).

Алгоритмы навигации, размещаемые в бортовом цифровом вычислительном комплексе (БЦВК) системы управления разгонным блоком «Бриз-М», используя выходные параметры комплекса командных приборов, осуществляют (рис. 2.2):

- расчет текущих параметров ориентации гиросtabilизированной платформы, на которой установлены ГИЛУ, относительно инерциальной системы координат с использованием данных о ее начальной ориентации, определяемой при предстартовой подготовке, и дрейфов гироскопов, значения которых содержатся в полетном задании и уточняются при предстартовой подготовке;

- расчет гравитационных ускорений как функций текущих координат местоположения аппарата относительно Земли (производится на всех участках полета РБ) в инерциальной системе координат;

- пересчет кажущихся ускорений, измеряемых ГИЛУ на активных (с включением маршевого двигателя) участках полета, в ИСК;

- интегрирование уравнений движения РБ с учетом обеих составляющих ускорения на активных участках;

- интегрирование уравнения движения с учетом только гравитационных ускорений на пассивных участках (баллистический прогноз);

- непрерывное формирование текущих координат и составляющих скорости аппарата в реальном масштабе времени;

- непрерывное формирование параметров ориентации РБ относительно инерциальной системы координат с использованием расчетных параметров ориентации ГСП и фактических углов γ , ψ , ϑ .

Базовой инерциальной системой координат, в которой задаются параметры ПЗ и осуществляется управление траекторным движением, является гринвичская инерциальная система координат (ГИСК), «замороженная» на момент «–5 с до КП» (пять секунд до расчетного момента старта ракеты-носителя; КП – команда пуска).

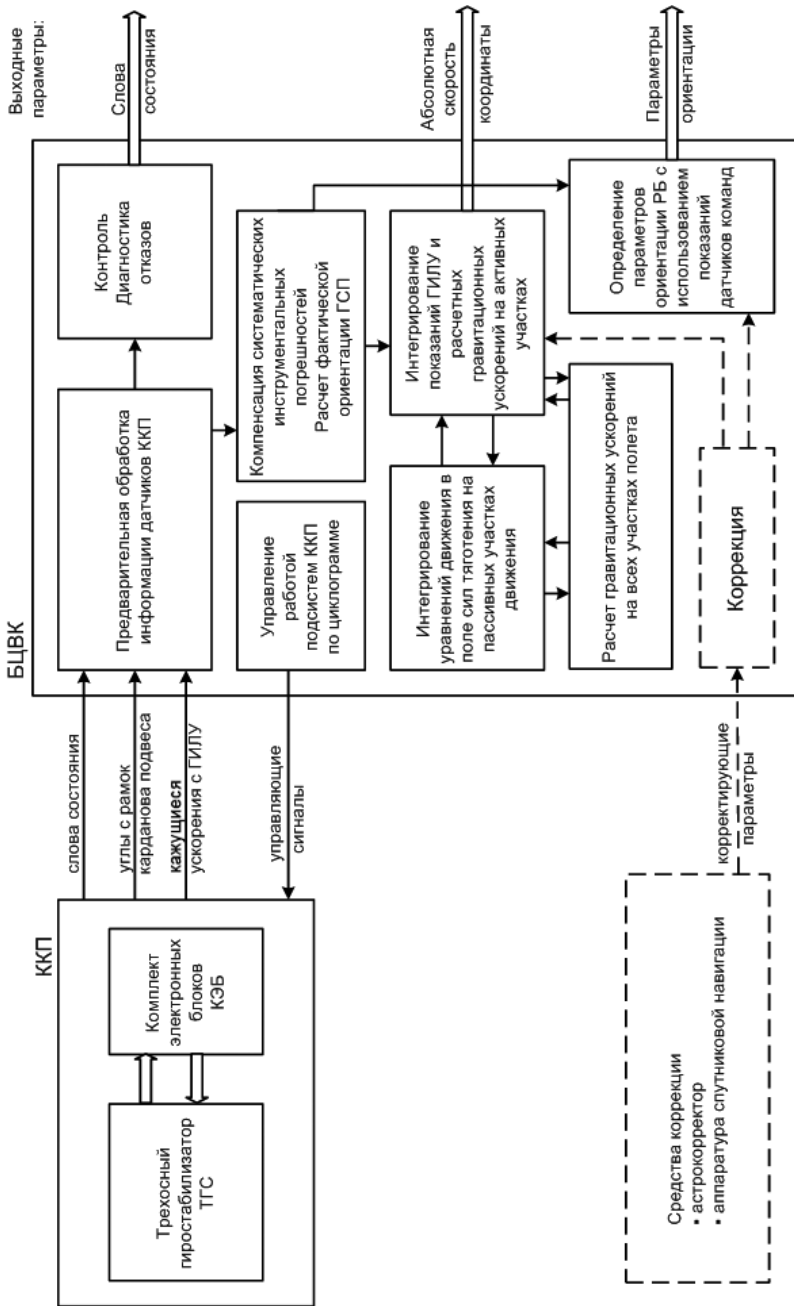


Рис. 2.2. Функциональная схема навигационной системы (полет)

Перед стартом осуществляется калибровка наиболее существенных инструментальных погрешностей и определение начальной ориентации ГСП (алгоритмы и циклограмма реализованы в БЦВК).

Все оценки инструментальных погрешностей и параметров ориентации производятся с помощью фильтра калмановского типа с заданием последовательных расчетных ориентаций ГСП относительно местного горизонта и Севера.

Выбор вида конкретных ориентаций гиросtabilизированной платформы и продолжительность нахождения в них производится с учетом максимальной наблюдаемости оцениваемых в этих ориентациях погрешностей в выходных параметрах ГИЛУ. Так, например, для оценки погрешностей гиринонтеграторов линейных ускорений ГСП ориентируется таким образом, чтобы ось чувствительности соответствующего ГИЛУ была ориентирована по местной вертикали (вверх или вниз) вдоль вектора \vec{g} .

Невязки измерений на входе фильтра формируются как разности фактических показаний ГИЛУ и их ожидаемых значений, которые рассчитываются с учетом начального для данной ориентации положения ГСП, составляющих угловой скорости вращения Земли на широте старта, значения земного ускорения g в точке старта, паспортных погрешностей ККП, введенных в бортовой цифровой вычислительный комплекс в составе полетного задания, а также оценок, полученных на предшествующих стадиях оценивания.

Последовательные операции калибровки и выставки производятся «с нарастающим итогом» по точности, то есть в каждой последующей группе операций оценивания наряду с паспортными значениями параметров ККП учитываются результаты всех предыдущих оценок.

Процедуры оценивания параметров ориентации ГСП и инструментальных погрешностей ККП выполняются в следующем порядке:

– предварительная (до калибровки инструментальных погрешностей) оценка положения ГСП относительно местного горизонта в двух противоположных ориентациях ГСП в азимуте (горизонтирование);

- предварительная (до калибровки инструментальных погрешностей) оценка азимутального положения ГСП в двух противоположных ориентациях ГСП в азимуте (двойное гирокомпасирование);
- оценка погрешностей ГИЛУ (масштабы, смещения нулевых сигналов) в попарных положениях каждого из ГИЛУ «вверх-вниз»;
- оценка дрейфов гироскопов, не зависящих от ускорения, в трех последовательных ориентациях ГСП, обеспечивающих их наилучшую наблюдаемость; оцениваются также (частично) дрейфы, зависящие от ускорения;
- точное (с учетом проведенных калибровок инструментальных погрешностей) двойное горизонтирование;
- точное (с учетом проведенных калибровок и точного горизонтирования) двойное гирокомпасирование.

Перечисленные процедуры производятся в условиях, когда РН совместно с РБ «зажаты» фермой обслуживания, что минимизирует угловые и линейные перемещения основания ККП. После этого происходит отвод фермы обслуживания от ракеты-носителя, разворот ГСП в ориентацию, обеспечивающую за счет вращения Земли автоматическое приведение ГСП в местный горизонт и в азимут полета к моменту старта. При нахождении ГСП в этой последней ориентации производится циклически повторяемая процедура горизонтирования (определения ориентации ГСП относительно местного горизонта).

В момент «– 5 с» формируется матрица ориентации гиростабилизированной платформы относительно Севера и местного горизонта; с использованием введенных в БЦВК географических координат точки старта и высоты точки установки комплекса командных приборов на РБ над земным эллипсоидом производится пересчет параметров ориентации ГСП в гринвичскую прямоугольную систему координат; рассчитываются начальные значения координат и скорости РБ в гринвичской инерциальной системе координат. Далее начинается решение навигационной задачи в ГИСК, продолжающееся непрерывно в течение всего полета РБ.

В полете текущая ориентация гиростабилизированной платформы отслеживается математически с учетом многочисленных составляющих дрейфов гироскопов, зависящих и не зависящих от ускорения. Основная часть значений этих составляющих, так же как и установочные данные ГИЛУ, определяется на заводе-изготовителе и вводится в БЦВК в составе ПЗ. Наиболее значимая часть дрейфов (составляющие, не зависящие от ускорения) дополнительно калибруется перед стартом в соответствии с циклограммой предстартовой подготовки.

Учитываются также и собственные погрешности ГИЛУ, наиболее важные из них – погрешности масштаба и нулевого сигнала, которые также калибруются перед стартом.

При наличии возможности превышения кинематических ограничений по углу прокачки промежуточной рамки карданова подвеса ГСП («складывание рамок») при выполнении угловых эволюций разгонного блока типа «непрерывное вращение РБ вокруг продольной оси на пассивных участках движения», «закрутка РБ перед отделением космического аппарата» и пр. в полете производится доворот ГСП в безопасное с точки зрения угловых ограничений положение.

Параметры доворотов (время начала и планового окончания, требуемое положение гиростабилизированной платформы в ГИСК) задаются в ПЗ. Всего может быть задано до пяти доворотов.

Фактическое угловое движение ГСП в процессе доворота отслеживается математически с учетом параметров управления, рассчитываемых в БЦВК в обеспечение требуемых по ПЗ доворотов ГСП и паспортных характеристик датчиков момента, содержащихся в формулярных данных комплекса командных приборов.

Параметры текущей ориентации РБ относительно гринвичской инерциальной системы координат определяются в течение всего полета с использованием расчетной матрицы ориентации гиростабилизированной платформы относительно ГИСК и углов γ , ψ , ϑ , характеризующих ориентацию РБ относительно ГСП.

Основные точностные характеристики комплекса командных приборов СУ РБ «Бриз-М» (нестабильность в процессе полета, 3σ), обеспечивающие выполнение требований по точности выведения космических аппаратов на целевые орбиты, составляют:

- дрейфы гироскопов, не зависящие от ускорения: 0,008 град/ч;
- смещение нулевого сигнала ГИЛУ: $6 \cdot 10^{-6}$ g;
- погрешность масштабного коэффициента ГИЛУ: $6 \cdot 10^{-6}$.

Точность начальной выставки ГСП:

- относительно горизонта – 0,3 угл.мин;
- в азимуте – 6 угл.мин.

Комплекс командных приборов представляет собой весьма сложную систему электромеханических и электронных устройств. В частности, гироскопы и ГИЛУ, использующие газодинамический подвес ротора и газостатический подвес чувствительного элемента, требуют прецизионной (единицы микрон) точности изготовления деталей, высокой чистоты производства и тщательной сборки и отладки. Все это предполагает наличие высокоточного оборудования и высочайшей квалификации персонала, что неизбежно отражается как на стоимости комплектов, так и на производительности предприятия-изготовителя.

Перечисленные обстоятельства побуждают разработчиков СУ к поиску возможностей применения в качестве информационного ядра бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), которые потенциально имеют целый ряд преимуществ по сравнению с ККП платформенного типа:

- отсутствие высокопрецизионных электромеханических вращающихся элементов;
- допустимость любых угловых эволюций объекта без нарушения каких-либо кинематических ограничений;
- возможность многократного резервирования чувствительных элементов при ограниченной массе, объеме, энергопотреблении;
- повышенный ресурс, допускающий использование БИНС в длительных полетах по энергетически оптимальным траекториям

(например, выведение КА на геостационарную орбиту с использованием гравитационного поля Луны).

В качестве чувствительных элементов в бесплатформенных инерциальных навигационных системах могут использоваться лазерные, твердотельные, волоконно-оптические гироскопы, а в отдаленной перспективе – микромеханические чувствительные элементы.

Ориентиром по точностным характеристикам БИНС является дрейф гироскопа порядка 0,01 град/ч.

Алгоритмы бесплатформенных инерциальных навигационных систем существенно сложнее алгоритмов, используемых для платформенных комплексов командных приборов, однако их реализация вполне возможна на современных средствах бортовой вычислительной техники.

В настоящее время разрабатывается БИНС для модернизируемой системы управления РБ «Бриз-М». Создаваемая система включает в себя два трехкомпонентных лазерных гироскопа (шесть измерительных осей) и шесть акселерометров.

В обеспечение гарантированной точности выведения параллельно прорабатываются варианты коррекции навигационных параметров и параметров ориентации БИНС с привлечением информации навигационной аппаратуры потребителя (НАП) спутниковой системы навигации, имеющейся на РБ «Бриз-М», и астродатчиков разработки МОКБ «Марс».

2.2. Точность выведения космических аппаратов на целевые орбиты

Важнейшей характеристикой системы управления разгонным блоком является точность выведения космических аппаратов на целевые орбиты, которая определяет эффективность средств выведения в целом.

Типовыми (наиболее употребительными) для РБ «Бриз-М» являются два вида целевых орбит:

- геопереходная орбита (ГПО),

– геостационарная орбита (ГСО).

ГПО имеет высоту апогея (H_a) порядка 35 000 км, высоту перигея (H_p) в диапазоне 3 000-20 000 км, наклонение (I) – в диапазоне 7-23°. Геопереходная орбита, как правило, не является конечной орбитой для выводимого КА.

После выведения КА с помощью РБ на ГПО осуществляется довыведение КА на рабочую орбиту с использованием собственной двигательной установки. Для орбит типа ГПО заказчиками пусков нормируются в основном допустимые погрешности по апогею (как правило, ± 150 км), перигею (± 400 км) и наклонению орбиты ($\pm 0,3^\circ$).

ГСО лежит в плоскости экватора (номинальное наклонение 0°), высота орбиты – порядка 35 000 км. Для таких орбит нормируются допустимые погрешности по наклонению (ΔI), периоду обращения (ΔT), эксцентриситету (Δe). Наиболее жесткие требования предъявляются к точности выведения на ГСО отечественных КА, располагающих ограниченным запасом топлива для коррекции орбиты в течение срока активного существования:

$$\Delta T = \pm 270 \text{ с}; \quad \Delta I = \pm 0,1^\circ; \quad \Delta e = 0,0035.$$

Ясно, что исправление ошибок выведения требует дополнительного расхода горючего, что сокращает срок активного существования космического аппарата.

Погрешности выведения КА на целевые орбиты зависят от качества работы системы управления и определяются двумя причинами:

1. Методические погрешности алгоритмов управления.

Описанные в разделе 4 алгоритмы системы траекторного управления строятся на принципах терминального управления. Методическая точность их весьма высока, доля таких погрешностей в суммарной погрешности выведения незначительна: по апогею и перигею это единицы километров, по наклонению – сотые доли градуса, по периоду обращения – единицы секунд. Анализ цифровой телеметрической информации (ЦТМИ) по проведенным пускам РБ «Бриз-М» показывает достаточную близость параметров полета

Таблица 2.1

Значения расчетных и полученных параметров

Параметры орбиты	Обозначение	Размерность	Баллистический расчет (номинал)	ЦТМИ СУ РБ	Допуск
Радиус точки апогея	R_A	км	42163,848	42163,86	± 150
Радиус точки перигея	R_{Π}	км	12168,318	12168,2	± 400
Наклонение	I	град	18,9987	19,01	$\pm 0,3$

(относительно бортовой навигации) и исходного баллистического расчета. Например, в табл. 2.1 приведены данные, полученные при запуске на геопереходную орбиту КА «Арабсат-5Б».

2. Ошибки бортовой навигации.

Главным источником погрешностей выведения являются ошибки бортовой навигации, порождаемые, в свою очередь, инструментальными погрешностями комплекса командных приборов.

Наибольшим является влияние дрейфов гироскопов, не зависящих от ускорения, за счет которых в процессе полета накапливается угловая погрешность знания фактической ориентации гиростабилизированной платформы, на которой установлены гироскопические интеграторы линейных ускорений (ГИЛУ).

Уменьшение влияния инструментальных погрешностей достигается двумя способами:

- совершенствование технологии производства гиринерциальных приборов на заводе-изготовителе;
- применение высокоточных процедур предстартовой калибровки инструментальных погрешностей ККП и начальной выставки, имеющих целью свести к минимуму уровень незнания в данном полете фактических параметров ККП, учитываемых в навигационных алгоритмах.

2.3. Априорная и послеполетная оценка точности выведения

Точность выведения, как указывалось выше, является одной из важнейших характеристик системы управления. Заказчик запуска КА заинтересован в большой вероятности высокой точности реализации целевой орбиты, т. к. это сохраняет ресурсы КА (запасы топлива) для последующего активного существования космического аппарата.

Ввиду этого к разработчику системы управления предъявляются соответствующие требования как по точности выведения, так и по вероятности успешного выведения по критерию точности. Последнее требование означает, что параметры целевой орбиты выведения должны укладываться в заданные пределы с вероятностью не менее требуемой (допустимой).

Для системы управления разгонным блоком «Бриз-М» допустимая вероятность успешного по точности выведения КА на целевую орбиту составляет $P_{\text{доп}} \geq 0,995$ в каждом пуске.

В соответствии с этим для каждого планируемого пуска РБ «Бриз-М» в обязательном порядке производится априорная оценка точности выведения и подтверждение ее вероятности.

Оценка производится методом моделирования управляемого движения РБ с использованием штатного полетного задания. Выполняется моделирование двух видов: детерминированное и статистическое.

Детерминированное моделирование осуществляется с заданием конкретных наборов максимальных значений погрешностей ККП и разбросов характеристик РБ (массово-инерционных, энергетических). Эти наборы составляются на основе предварительных исследований с поиском наихудшего сочетания величин и знаков варьируемых параметров.

Оценка вероятностных характеристик выведения производится методом статистического моделирования. Случайными величинами здесь являются инструментальные погрешности ККП, погрешности предстартовой калибровки и начальной выставки, а также многочисленные разбросы параметров РБ и его систем.

Считается, что СУ РБ удовлетворяет требованию по точности управления, если по результатам выполненных работ с заданной доверительной вероятностью $P_{\text{дов}}$ подтверждена статистическая гипотеза: $P_{\text{усп}} \geq P_{\text{доп}} = 0,995$, $P_{\text{усп}}$ – вероятность успешного выведения по критерию точности.

Для повышения достоверности выводов, следующих из моделирования с учетом достоверности использованной модели РБ «Бриз-М», принимается $P_{\text{дов}} = 0,975$.

До проведения моделирования известно формульное выражение функции распределения числа m недопустимых ошибок управления в n независимых испытаниях. Такое распределение соответствует биномиальному закону. При малых оцениваемых вероятностях ($1 - P_{\text{усп}} < 0,1$) этот закон удовлетворительно аппроксимируется законом Пуассона. Минимальный объем моделирования определяется выражением [2]

$$n_{\text{min}} = - \frac{\ln(1 - P_{\text{дов}})}{1 - P_{\text{доп}}} = 738.$$

Моделирование завершается при $n = 738$. Гипотеза $P_{\text{усп}} \geq P_{\text{доп}}$ принимается, если ни в одной реализации не наблюдалось нарушения требований по точности.

Послеполетная оценка точности выведения осуществляется измерением фактических параметров орбит РБ и КА баллистическими центрами с использованием информации от наземных измерительных пунктов, расположенных на территории России.

Следует добавить, что совместное использование внешнетраекторной и телеметрической информации позволяет оценить ряд инструментальных погрешностей ККП, а также погрешность начальной выставки в азимуте.

3. ЦИКЛОГРАММА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ

Траектория полета разгонного блока (РБ) определяется схемой выведения космического аппарата (КА) на целевую орбиту. Схема выведения включает в себя совокупность активных и пассивных участков полета. На активных участках полета за счет работы маршевого двигателя (МД) происходит изменение орбиты полета РБ. В паузах между включениями МД полет РБ выполняется в пассивном режиме по орбите, сформированной на момент отключения МД.

Схема выведения КА на целевую орбиту определяется:

- характеристиками целевой орбиты и требованиями к точке отделения КА;
- массой КА;
- располагаемой энергетикой РБ.

Одной из основных характеристик схемы выведения является длительность полета от старта ракеты-носителя (РН) до отделения КА, определяемая в часах. К таким схемам выведения можно отнести схемы с продолжительностями полета в 4, 7, 9, 13 и 24 часа.

3.1. Типовая схема выведения космического аппарата на целевую орбиту

Для обеспечения полета по типовой схеме выведения в полетном задании (ПЗ) прописывается последовательность маневров межорбитального перехода и увод отработавшего РБ с целевой орбиты. Система траекторного управления (СТУ) реализует эту последовательность и обеспечивает управление траекторией движения РБ на каждом маневре с выходом в конце маневра на орбиту с параметрами, заданными в ПЗ.

В качестве примера на рис. 3.1 представлена типовая 9-часовая схема выведения, включающая в себя следующие участки:

- участок полета РН;



Рис. 3.1. Типовая 9-часовая схема выведения КА

- доразгон, обеспечивающий выведение РБ на опорную орбиту (1-е включение МД);
- полет по опорной орбите;
- активный участок формирования промежуточной орбиты (2-е включение МД);
- полет по промежуточной орбите;
- активные участки формирования переходной орбиты (3-е и 4-е включение МД);
- полет по переходной орбите;
- переход на целевую орбиту (5-е включение МД);
- подготовка к отделению и отделение КА;
- автономный полет РБ после отделения КА с выполнением маневра «Увод» (на рисунке не показан).

Независимо от того, по какой схеме выполняется выведение КА на целевую орбиту, в этом процессе можно видеть одни и те же операции как на активных, так и на пассивных участках полета (например,

маневр с использованием МД, отделение КА). Эти однотипные операции называются типовыми полетными операциями (ТПО), и для них существует своя классификация, по которой им присваивается определенный основной номер и дополнительный номер, зависящий от особенностей конкретной ТПО. Использование ТПО позволяет унифицировать и ускорить разработку полетных заданий для различных модификаций систем управления разгонных блоков.

3.2. Типовые полетные операции

Типовые полетные операции реализуются в виде ряда алгоритмов в системе управления разгонным блоком. Ниже рассматривается содержание типовых полетных операций.

1. ТПО-1 «Доразгон на опорную орбиту». Доразгон является первым маневром после отделения от РН и включает в себя следующие последовательно выполняемые операции:

- стабилизация РБ относительно его направления в момент отделения от РН или по вектору скорости;
- поджатие (центрирование) топлива за счет тяги четырех двигателей коррекции импульса (ДКИ);
- подготовка МД к включению, в том числе подключение гидроаккумулятора и установка рулевых приводов в начальное положение;
- запуск МД и окончание поджатия (отключение ДКИ);
- отработка заданной в ПЗ или рассчитываемой по ходу полета программы ориентации тяги МД;
- «отсечка» МД по факту достижения заданного в ПЗ значения функционала энергии;
- стабилизация ориентации на момент окончания маневра.

Включение МД может производиться через 3 сек после отделения от РН без предварительного поджатия топлива либо в интервале времени до 150 сек от момента отделения как с поджатием топлива, так и без него.

В дальнейшем состав операций, выполняемых в ТПО-1 «Доразгон на опорную орбиту», был дополнен следующими операциями:

- доворот по тангажу перед включением маршевого двигателя – выполняется для обеспечения необходимой начальной ориентации РБ при больших отличиях начального угла тангажа программы управления от значений тангажного угла, получаемых при разделении с III ступенью РН;

- пересчет программы управления перед выполнением доразгона – выполняется для уменьшения энергозатрат и улучшения сходимости задачи управления при выведении на эллиптическую опорную орбиту в зависимости от значений параметров орбиты, полученной при разделении с III ступенью РН.

2. ТПО-2 «Типовой маневр за счет тяги МД». Эта ТПО отличается от ТПО-1 «Доразгон на опорную орбиту» тем, что перед поджиганием топлива выполняются следующие операции:

- переориентация РБ осью «+X» на начальное направление импульса тяги маршевого двигателя, заданное в ПЗ;

- стабилизация РБ относительно начального направления импульса.

3. ТПО-3 «Маневр за счет тяги ДКИ». Эта ТПО включает следующие последовательно выполняемые операции:

- переориентация РБ осью «+X» на начальное направление импульса, заданное в ПЗ;

- стабилизация начального направления;

- включение четырех ДКИ и выдача импульса заданной продолжительности;

- отключение ДКИ.

4. ТПО-4 «Спецоперация». ТПО-4 выполняется после окончания очередного маневра за счет тяги МД.

5. ТПО-5 «Программный разворот на пассивном участке полета». Эта ТПО имеет несколько вариантов, включающих разво-

роты РБ заданной осью в заданном направлении, развороты на заданную пространственную ориентацию, развороты на начальное направление импульса, развороты по тангажу или крену на 180° , стационарное вращение, стабилизацию РБ в ориентации на окончание маневра для отделения КА.

6. ТПО-6 «Переходной режим стабилизации».

Эта ТПО может быть использована после окончания любой ТПО для обеспечения угловой стабилизации РБ с заданной в ПЗ точностью.

7. ТПО-7 «Отделение КА».

ТПО «Отделение КА» реализует различные варианты отделения КА, учитывающие особенности ориентации РБ перед отделением КА, соосное или поперечное с РБ направление отделения КА, наличие закрутки РБ перед отделением или ее отсутствие, необходимость гашения закрутки после отделения КА.

8. ТПО-8 «Увод РБ».

Эта ТПО осуществляет увод РБ с орбиты выведенного КА за счет работы двигателей малой тяги.

Выделение типовых полетных операций с указанием их конкретных номеров используется при разработке циклограммы полета РБ с выводимым КА.

3.3. Универсальная циклограмма полета

Циклограмма (ЦГ) определяет состав, последовательность выдачи и логику формирования команд и операций для выполнения заданной программы полета, а также логику работы и взаимодействия систем и агрегатов РБ в процессе полета.

Циклограмма представляется в двух видах: универсальная циклограмма (УЦГ) и циклограмма для выведения конкретного КА.

УЦГ объединяет все возможные варианты применения РБ «Бриз-М». В ней изложены основные положения и требования, которые должны быть выполнены при разработке систем управления РБ.

Для выведения конкретного КА (или группы КА) состав и последовательность выполнения операций и режимов выведения КА определяется «Приложением» к УЦГ, выпускаемым для этого КА (или группы КА). Эта циклограмма является основным документом для разработки ПЗ и подготовки системы управления разгонным блоком (СУ РБ) «Бриз-М» к полету для выведения КА на заданную орбиту.

УЦГ содержит:

- краткую характеристику разгонного блока;
- циклограмму предстартовой подготовки РБ;
- типовые схемы функционирования РБ (см. ТПО);
- циклограмму работы РБ на участке совместного полета с ракетой-носителем;
- циклограмму работы РБ на участках полета после отделения от ракеты-носителя;
- особенности функционирования систем и агрегатов РБ;
- перечень команд и операций для СУ РБ;
- перечень команд СУ РБ по управлению бортовым измерительным комплексом (БИК).

В краткой характеристике РБ приводятся основные параметры РБ, состав основных систем и агрегатов и особенности РБ «Бриз-М».

ЦГ предстартовой подготовки содержит перечень операций по подготовке СУ РБ к пуску, выполняемых за определенный интервал времени до старта. За это время выполняется подготовка систем и агрегатов к полету, их проверка и выдача команды «Готовность к пуску».

Типовые схемы функционирования РБ включают в себя схемы выведения КА в пределах требований тактико-технического задания (ТТЗ) на РБ «Бриз-М»: схемы выведения на геостационарную орбиту (ГСО) и эллиптические орбиты с различными временами доставки КА на его целевую орбиту.

В соответствии с ЦГ на участке совместного полета с РН осуществляется автономное решение навигационной задачи, сброс головного обтекателя (ГО) разгонного блока и подготовка двигательных установок (ДУ) разгонного блока к работе.

Управление РБ после отделения от РН реализуется для каждого пуска через обработку программ типовых режимов и операций, к числу которых относятся:

- выполнение включений маршевого двигателя,
- выполнение программных разворотов,
- солнечная ориентация разгонного блока,
- выдача разовых команд,
- отделение космического аппарата,
- увод разгонного блока из рабочей зоны космического аппарата,
- выдача команд на управление системами бортового измерительного комплекса,
- выполнение заключительных операций разгонного блока,
- выполнение аварийной программы в аварийных ситуациях.

В разделе УЦГ «Особенности функционирования систем и агрегатов РБ» приводятся: последовательность операций при включении и отключении МД, особенности работы МД в режиме окончания компонентов топлива (ОКТ), последовательность работы клапанов наддува в баках окислителя и горючего («О» и «Г») низкого давления, порядок управления рулевым приводом МД.

В состав бортового измерительного комплекса входит аппаратура, обеспечивающая сбор и передачу телеметрической информации (ТМИ) и радиоконтроль параметров орбиты.

Управление режимами работы БИК осуществляет СУ РБ в соответствии с полетным заданием.

В качестве параметров аварийности в СУ РБ используются: отказ МД и выход пространственного положения разгонного блока за предельные угловые отклонения от заданных программных значений (после отделения от РН).

В аварийной ситуации формируется команда «Авария» и развертывается аварийная циклограмма полета, по которой через 20 сек выполняется отделение КА от разгонного блока.

3.4. Приложение к универсальной циклограмме полета

Это приложение, называемое просто «Циклограмма», основывается на УЦГ и выпускается для выведения конкретного КА с учетом особенностей, накладываемых на этот пуск.

«Циклограмма» содержит:

- требования со стороны КА по точности выведения на целевую орбиту, условия его отделения от РБ, точности стабилизации относительно заданной ориентации на пассивных участках полета;
- схему выведения КА и особенности работы СУ при выполнении маневров и после них, особенности полета РБ после отделения КА;
- порядок работы БИК;
- особенности функционирования РБ в аварийной ситуации;
- исходные данные для разработки полетного задания;
- графическое представление циклограммы полета в виде схемы операций от предстартовой подготовки до конца полета.

3.5. Состав полетного задания

В полетном задании реализуются цели конкретного пуска [19].

Полетное задание состоит из пяти разделов:

1. Формулярные данные комплекса командных приборов (ФДККП).
2. Параметры алгоритмов управления движением (ПАУД).
3. Параметры циклограммы бортового измерительного комплекса (ПЦБИК).
4. Баллистическое обеспечение циклограммы полета (БОЦП).
5. Специальный раздел ПЗ.

Раздел ФДККП содержит паспортные данные по погрешностям используемого комплекса командных приборов, учитываемые при различных расчетах в бортовом цифровом вычислительном комплексе (БЦВК) в процессе полета РБ.

Раздел ПАУД содержит данные программных разворотов гиросtabilизированной платформы (ГСП) комплекса командных прибо-

ров (ККП), выполняемых для уменьшения межрамочного угла платформы, времена и параметры алгоритмов управления системы стабилизации и ориентации (ССО) и алгоритма терминального управления.

Раздел ПЦБИК содержит параметры, определяющие характеристики режимов работы БИК и последовательности их выполнения.

Раздел БОЦП содержит параметры, необходимые для реализации маневров на активных и пассивных участках полета, данные по функционированию СУ РБ при отработке типовых полетных операций по отделению КА. В специальном разделе содержатся данные, характеризующие специфику каждого из первых четырех разделов ПЗ, и данные по номенклатуре ПЗ.

В части, касающейся функционирования системы траекторного управления, раздел БОЦП содержит параметры и ключевые признаки, определяющие реализуемую схему выведения. К их числу относятся следующие данные.

1. Слово признаков, содержащее:
 - максимальное число маневров в используемой схеме выведения;
 - признак наличия доразгона;
 - признак быстрой подготовки МД перед доразгоном;
 - признак режима поджатия перед доразгоном;
 - признак ориентации по скорости перед включением МД на доразгоне.
2. Величина условного времени, за которое происходит полное сжигание начальной массы РБ (сухая масса РБ, топлива и КА).
3. Начальная масса РБ с КА.
4. Длительность импульса последствия при отключении МД.
5. Минимальный интервал времени на начало увода РБ после окончания операции «Отделение КА».
6. Интервал времени от разделения с РН до включения МД на доразгоне.

Для каждого активного маневра в разделе БОЦП полетного задания задаются следующие данные.

1. Слово признаков маневра, содержащее:
 - признак маневра без включения МД;
 - признак наличия операции калибровки импульса после отключения МД;
 - признак режима увода;
 - признак терминального управления;
 - признак учета операции отделения КА по фактическому времени окончания маневра закрепления на целевой орбите и в ориентации на окончание маневра.
2. Моменты времени включения и отключения двигательной установки, используемой на маневре.
3. Упреждение по времени на начало переориентации РБ на начальное направление импульса тяги.
4. Начальные значения углов тангажа, курса и скорости их изменения в номинальной программе ориентации тяги РБ.
5. Матрица перехода от гринвичской инерциальной системы координат (ГИСК) к инерциальной системе координат выведения (ИСКВ).
6. Матрица ориентации орбиты после маневра относительно ГИСК.
7. Фокальный параметр и эксцентриситет формируемой орбиты.
8. Номинальные значения функционала энергии для заданной орбиты и поправка к нему, учитывающая импульс последствия двигателя.
9. Значение предельной характеристической скорости для маневра.
10. Упреждение по времени на включение ДКИ для поджатия топлива перед запуском МД.

3.6. Управление при расчетных нештатных и аварийных ситуациях

В СУ РБ «Бриз-М» к расчетным нештатным ситуациям относятся следующие случаи.

1. Незапуск МД.

Контроль уровня тяги МД выполняется через 7 секунд после включения МД путем сравнения текущего ускорения РБ с его расчетным номинальным значением. Если текущее ускорение меньше 25 % от номинального значения, то формируется признак незапуска МД.

В этом случае СТУ выдает команду на отключение МД, и через 19 сек после этого повторяется цикл запуска МД, начиная с поджигания топлива с помощью ДКИ. Если повторный запуск МД прошел штатно, то далее продолжается полет в соответствии с циклограммой полета.

2. Превышение характеристической скоростью заданного в ПЗ значения для данного маневра.

В такой ситуации считается, что маневр по своей продолжительности по каким-то причинам превысил допустимый предел. В связи с этим в целях экономии топлива и более рационального его дальнейшего использования формируется команда на отключение МД. Следствием такого окончания маневра является отличие параметров формируемой орбиты от расчетных значений, но при этом сохраняется возможность формирования на следующем маневре орбиты с заданными параметрами.

3. Отказ МД в допустимом интервале времени до его отключения в конце маневра.

Допустимый интервал времени до «отсечки» МД принимается равным 5...10 сек. Если на этом интервале фиксируется падение тяги ниже определенного уровня, то отказ МД не формируется и считается, что маневр окончен штатно.

К аварийным ситуациям относятся два случая: отказ МД и выход РБ на предельные текущие угловые отклонения ($\pm 45^\circ$) от заданной ориентации. Последний случай контролируется только при выполнении активных маневров перехода с одной орбиты на другую и характеризуется как потеря стабилизации РБ.

Отказ МД фиксируется при неудачном повторном запуске МД в начале маневра и при спаде тяги ниже допустимого уровня в процессе маневра, кроме вышеоговоренного случая в конце маневра.

При фиксации отказа МД или потери стабилизации формируется команда «Авария» и разворачивается циклограмма аварийного окончания полета. Эта циклограмма включает в себя:

- формирование команд на принудительное выключение всех двигателей – маршевого, двигателей коррекции импульса и двигателей стабилизации (ДСТ);
- отделение КА через $T_{\text{отд}}$, с;
- отработку циклограммы сброса газов наддува баков окислителя и горючего.

3.7. Технология подготовки полетного задания

Разработка каждого из основных разделов полетного задания возлагается на предприятие, ответственное за данные, включаемые в раздел. Предприятие получает указанные данные расчетным или экспериментальным путем.

Численные значения физических и логических параметров, входящих в состав раздела, определяются согласно нормативным документам предприятия-разработчика соответствующего раздела. На основании указанных данных программным обеспечением формирования карточек разделов ПЗ формируется карточка и электронная копия карточки (ЭКК) раздела ПЗ. Карточки разделов и электронные копии карточек разделов направляются на предприятие, ответственное за формирование полетного задания.

Предприятие, ответственное за разработку ПЗ, производит запись ПЗ на физический носитель путем объединения ЭКК разделов ПЗ.

Комплексная проверка ПЗ проводится на комплексных моделирующих стендах предприятия, ответственного за разработку ПЗ, согласно «Программе и методике испытаний». Методика предусматривает контроль правильности ввода ПЗ на физическом носителе в БЦВК с помощью штатной аппаратуры наземного проверочно-пускового комплекса (НППК) и подтверждает выполнение программным обеспечением циклограммы полета и задач пуска.

4. СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

Система траекторного управления (СТУ) предназначена для выведения разгонного блока на заданную целевую орбиту космического аппарата с требуемой точностью.

4.1. Алгоритмическое обеспечение системы траекторного управления

В процессе выведения разгонного блока СТУ реализует:

- организацию диспетчирования отработки заданной полетным заданием (ПЗ) последовательности маневров межорбитального перехода РБ (активных участков полета), включая разведение КА при групповом выведении и увод отработавшего РБ с целевой орбиты;
- управление траекторией движения РБ на каждом маневре с обеспечением выхода в конце маневра на заданную орбиту, параметры которой задаются полетным заданием.

Алгоритмическое обеспечение СТУ выполняет решение следующих задач:

- выведение КА на заданную орбиту с допустимыми предельными отклонениями;
- определение и компенсацию ошибок выведения ракеты-носителя (РН) и их коррекцию на активных участках движения разгонного блока с обеспечением требуемой точности выведения;
- проведение активных маневров РБ для изменения орбит;
- реализацию алгоритма выведения по гибким траекториям;
- управление запуском и остановом маршевого двигателя (МД) и двигателей коррекции импульса на активных участках;
- проведение поджатия топлива перед запуском МД и калибровки импульса после маневра за счет тяги двигателей коррекции импульса (ДКИ);
- обеспечение, после выведения КА на заданную орбиту и его отделения, увода РБ с этой орбиты;

– отделение нескольких КА с возможностью разведения их по рабочим орбитам.

Упрощенная схема алгоритмического обеспечения СТУ и связей между ее пакетами модулей представлена на рис. 4.1.

Главный диспетчер СТУ обеспечивает выполнение циклограммы полета путем логического подключения к работе необходимых функциональных диспетчеров и алгоритмов.

Диспетчер системы управления маневром обеспечивает управление доразгоном, последующими активными маневрами и «Уводом» РБ с целевой орбиты, то есть реализует совокупность заданных в ПЗ маневров через отработку соответствующих типовых полетных операций (ТПО).

Формирование требуемых орбит при выполнении активных маневров реализуется с помощью диспетчера алгоритмов терминального управления, который в соответствии с циклом его работы вызывает алгоритмы прогноза выполнения активного участка, алгоритмы расчета правых частей для интегрирования параметров движения РБ в процессе прогноза и алгоритм расчета поправок к программам ориентации и формирования новых программ управления.

Параметры последовательности заданных маневров задаются в полетном задании. В процессе выполнения маневра решается ряд частных задач. К числу таких задач относятся: идентификация параметра модели прогноза, формирование команды на «отсечку» МД, определение параметров режима коррекции орбиты и другие.

Во многих автоматических системах управления в каждый момент выполняется отработка текущих отклонений параметров движения от их заданных значений.

Принципы построения СТУ движением космических аппаратов определяются рядом особых требований, которые к ним предъявляют. В первую очередь, требуется высокая точность управления при оптимальном расходе энергии.

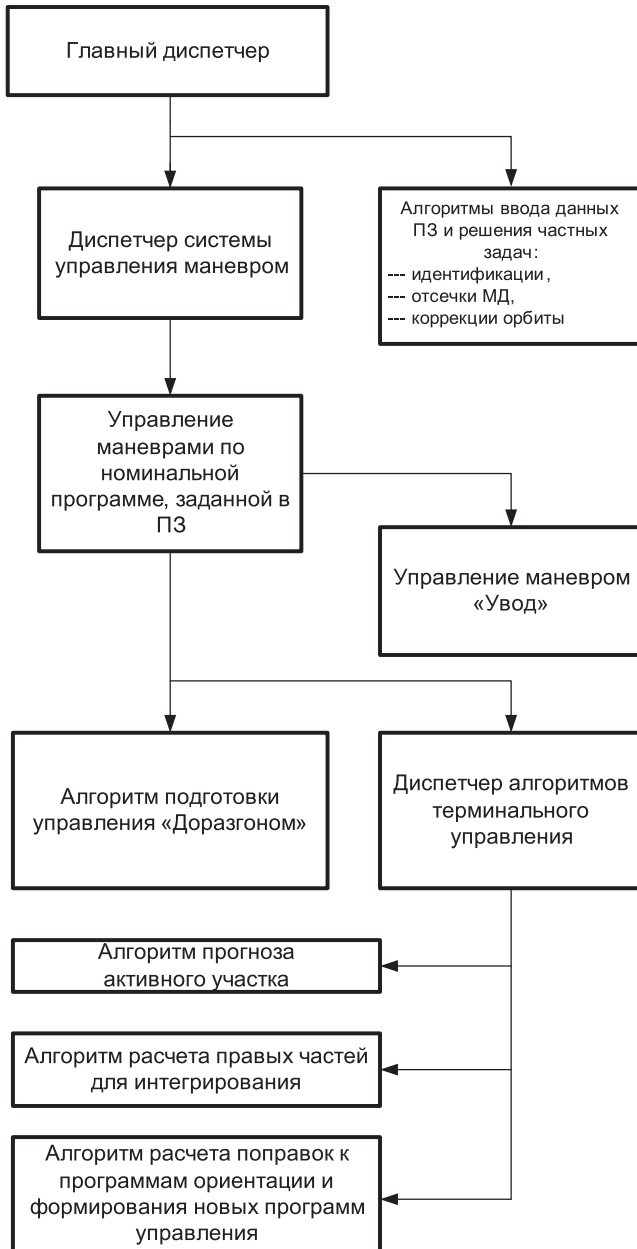


Рис. 4.1. Упрощенная схема алгоритмического обеспечения СТУ

Для маневра перехода с одной орбиты на другую в принципе можно было бы задать требуемую (заданную) траекторию движения, например в виде полинома изменения радиус-вектора \bar{R} , и в процессе ее отработки обеспечивать непрерывную компенсацию отклонений $\Delta\bar{R}$ от такой заданной траектории. Такой способ требует значительных затрат энергии при отработке начальных возмущений. Возможен полет по «жестким» траекториям с фиксированной программой ориентации и моментом отключения МД, заранее рассчитанным на Земле при подготовке к пуску. Этот вариант хотя и не требует дополнительных энергетических затрат, но из-за особенностей РБ (как объекта управления) не может обеспечить требуемую точность выведения. К основным факторам, определяющим данное обстоятельство для разгонных блоков с нерегулируемой тягой МД, следует отнести:

– возможность значительных отклонений начальной массы РБ и установившегося уровня тяги МД от расчетных значений (соответственно ± 200 кг и $\pm 7,5$ %);

– относительно малую тяговооруженность РБ, что приводит к длительным по времени и протяженным в пространстве маневрам (длительность до 1200–2200 с; угловая дальность до 60–120 градусов; высота за маневр может изменяться от сотен до нескольких тысяч километров), результатом чего является повышенная чувствительность активных участков к начальным возмущениям и отклонениям параметров РБ от номинальных значений.

Требуемая точность выведения РБ на заданную орбиту может быть обеспечена только при использовании способов терминального управления. При таком управлении в каждый определенный момент формируется управляющее воздействие, приводящее к моменту окончания управляемого движения РБ к выходу его на заданную орбиту. Периодическое формирование на маневре такого управления позволяет РБ двигаться по «гибким» траекториям, обеспечивающим в реальном масштабе времени адаптацию текущего управления к сложившейся ситуации полета.

4.2. Алгоритм наведения разгонного блока на активных участках полета

Алгоритм наведения РБ реализует локально-терминальный подход к решению общей задачи выведения в условиях действующих возмущений (отклонений тяги, начальной массы от их номинальных значений, ошибок выведения РН и др.). В процессе выведения РБ последовательно для каждого текущего маневра решается частная терминальная задача формирования заданной орбиты в конце маневра, параметры которой определены заранее на Земле при баллистической подготовке пуска и введены в ПЗ. При этом после очередного маневра, несмотря на действующие возмущения, сформированная орбита будет близка к расчетной, что в штатной ситуации полета гарантирует обеспечение приемлемых начальных условий для выполнения следующего маневра.

Для управления движением РБ на активных участках полета и наведения его на заданные орбиты используются следующие системы координат.

Гринвичская геоцентрическая инерциальная система координат (ГИСК) имеет начало координат в центре Земли, ось OX_G находится в плоскости нулевого меридиана и направлена в точку его пересечения с экватором, ось OZ_G направлена на Северный полюс, а ось OY_G образует правую систему координат. Положение ГИСК замораживается в момент старта РН с разгонным блоком.

Геоцентрическая инерциальная система координат выведения (ИСКВ) определяется при баллистической подготовке пуска по параметрам движения в начальной или в конечной точке номинальной (расчетной) траектории каждого активного участка. Ось OY_B ИСКВ направлена из центра Земли в выбранную точку расчетной траектории полета РБ, ось OX_B перпендикулярна оси OY_B и направлена в расчетном направлении движения, а ось OZ_B дополняет систему координат до правой. Ориентация ИСКВ относительно ГИСК определяется матрицей перехода

$$\sigma_{\text{ги}} = \begin{vmatrix} \bar{E}_x \\ \bar{E}_y \\ \bar{E}_z \end{vmatrix};$$

$$\bar{E}_y = \frac{\bar{R}}{|\bar{R}|};$$

$$\bar{E}_z = \frac{(\bar{V} \times \bar{R})}{|\bar{V}| \times |\bar{R}|};$$

$$\bar{E}_x = \bar{E}_y \times \bar{E}_z,$$

где \bar{R} , \bar{V} – радиус-вектор центра масс и вектор абсолютной скорости РБ для выбранной точки номинальной траектории.

Геометрия заданной орбиты для каждого маневра определяется значениями эксцентриситета e и фокальным параметром F_p , а ее ориентация в пространстве – векторами \bar{E} , \bar{B} , \bar{E}_1 :

$$\bar{E} = \frac{\bar{R}_k}{|\bar{R}_k|} + \frac{\bar{C} \times V}{B_0}, \quad \bar{C} = \bar{R}_k \times \bar{V}_k;$$

$$\bar{B} = \frac{\bar{C}}{|\bar{C}|}, \quad \bar{E}_1 = \bar{E} \times \bar{B},$$

где $|\bar{R}_k|$, \bar{V}_k – параметры движения в расчетной точке выхода на заданную орбиту, определенные при подготовке пуска;

B_0 – гравитационная постоянная.

Начало векторов \bar{E} , \bar{B} , \bar{E}_1 находится в центре Земли, вектор \bar{E} проходит через апогей орбиты, вектор \bar{B} перпендикулярен плоскости орбиты и его направление определяется направлением вектора \bar{C} , вектор \bar{E}_1 образует правую систему координат (рис. 4.2).

Терминальное управление текущим маневром строится на базе периодического повторения численно-аналитического решения в реальном времени краевой задачи выведения РБ на заданную орбиту. В качестве управляющих параметров используются момент времени

«отсечки» МД в конце текущего маневра $T_{\text{МД}}^{\text{откл}}$ и параметры линейных по времени программ изменения ориентации РБ по углам рыскания ($\psi = c + d \cdot t$) и тангажа ($\vartheta = a + b \cdot t$), определяемых относительно инерциальной геоцентрической системы координат выведения. Для каждого маневра начальные значения по углам тангажа и рыскания (a, c) и скоростям их изменения (b, d) соответственно, а также матрица перехода $\sigma_{\text{Ги}}$, определяющая ИСКВ, задаются в ПЗ.

В процессе выполнения маневра терминальный алгоритм наведения работает с заданной периодичностью и обеспечивает коррекцию параметров программ тангажа и рыскания, а также времени «отсечки» МД, исходя из условия построения заданной орбиты в конце маневра.

При работе терминального алгоритма наведения последовательно выполняются следующие операции:

- прогноз момента времени $T_{\text{МД}}^{\text{откл}}$ «отсечки» МД из условия достижения заданного функционала энергии при отработке программ тангажа и рыскания с текущими значениями параметров a, b, c, d ;
- расчет отклонений от заданной орбиты на прогнозируемый момент времени $T_{\text{МД}}^{\text{откл}}$;
- расчет функций влияния (чувствительности) по параметрам программ изменения углов тангажа и рыскания;
- расчет поправок к параметрам программ ориентации.

4.3. Прогноз времени «отсечки» маршевого двигателя

В качестве модели прогноза траекторного движения РБ используется система дифференциальных уравнений:

$$\dot{\vec{V}} = \dot{W} \cdot \bar{e}_p + \bar{g}(\bar{R}),$$

$$\dot{\bar{R}} = \bar{V},$$

$$\dot{W} = \frac{J_{\text{уд}}}{\tau - t_s},$$

$$\bar{e}_p = \sigma_{\text{Ги}}^T \cdot \bar{e}_m,$$

$$\bar{g}(\bar{R}) = -B_0 \cdot \frac{\bar{R}}{|\bar{R}|} + g_r(B_2, B_4, \bar{R}) \cdot \frac{\bar{R}}{|\bar{R}|} + g_0(B_2, B_4, \bar{R}),$$

$$t_s = t - t_0,$$

где \bar{R}, \bar{V} – радиус-вектор центра масс РБ и вектор абсолютной скорости РБ;

\bar{e}_p, \bar{e}_m – единичный вектор тяги в ГИСК и ИСКВ соответственно;

$\sigma_{\text{ги}}^T$ – матрица перехода от инерциальной системы координат выведения к ГИСК;

\bar{g} – вектор гравитационного ускорения;

B_0, B_2, B_4 – параметры, определяющие модель гравитационного поля Земли;

g_r, g_0 – поправки, учитывающие 2-ю и 4-ю зональные гармоники Земли;

\dot{W} – кажущееся ускорение;

$J_{\text{уд}}$ – удельный импульс МД в пустоте;

t – текущее время;

t_0 – время начала прогноза;

τ – условное время полного сгорания всей массы РБ (сухая масса РБ, топлива и КА) на момент t_0 , вычисленное в алгоритме идентификации, который рассматривается ниже;

t_s – время, оставшееся до конца маневра.

В зависимости от используемого порядка отсчета углов вектор \bar{e}_m имеет вид:

– при последовательности образования углов $\vartheta - \psi - \gamma$ (тангаж, рыскание, крен)

$$\bar{e}_m = \begin{vmatrix} \cos\psi \cdot \cos\vartheta \\ \cos\psi \cdot \sin\vartheta \\ -\sin\psi \end{vmatrix};$$

– при последовательности образования углов $\psi - \vartheta - \varphi$

$$\bar{e}_m = \begin{vmatrix} \cos\psi \cdot \cos\vartheta \\ \sin\vartheta \\ -\sin\psi \cdot \cos\vartheta \end{vmatrix},$$

где ψ и ϑ – прогнозируемые значения углов рыскания и тангажа относительно ИСКВ.

Прогноз параметров движения РБ на момент «отсечки» МД (\bar{R}_f и \bar{V}_f) относительно ГИСК осуществляется путем численного интегрирования уравнений модели движения РБ методом Рунге-Кутты четвертого порядка точности. Начальные значения по параметрам \bar{R} , \bar{V} определяются по информации, поступающей из навигационной системы.

Величина шага интегрирования H изменяется в процессе счета, а начальное значение H зависит от предварительно заданного числа шагов интегрирования $N_{\text{пр}}$ при выполнении прогноза и оставшегося времени полета до завершения маневра

$$H = (T_{\text{МД}}^{\text{откл}} - t_0) / N_{\text{пр}},$$

где $T_{\text{МД}}^{\text{откл}}$ – прогнозируемое время «отсечки» МД, полученное на предыдущем цикле управления. На первом цикле это время принимается равным расчетному моменту «отсечки» МД, определенному при баллистической подготовке полета и внесенному в ПЗ.

Для повышения быстродействия решения задачи в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) число шагов интегрирования принято равным $N_{\text{пр}} = 10$. По мере приближения к концу маневра за счет уменьшения разницы $T_{\text{МД}}^{\text{откл}} - t_0$ начальный шаг интегрирования уменьшается, что ведет к повышению точности вычислений.

Для сокращения объема вычислений в пределах одного цикла определения управляющих величин прогноз времени «отсечки» МД начинается после семи шагов интегрирования из намеченных первоначально десяти шагов. Этот момент выбран с учетом возможного отклонения обобщенных параметров МД от их номинальных значений и их влияния на прогнозируемое время «отсечки» МД $T_{\text{МД}}^{\text{откл}}$.

Время «отсечки» МД $T_{\text{мд}}^{\text{откл}}$ определяется прогнозируемым моментом достижения функционалом энергии F заданного в ПЗ для данного маневра значения F_K [12]. Функционал энергии вычисляется по формуле

$$F = \frac{|\bar{V}|^2}{2} - \frac{B_0}{|\bar{R}|},$$

где B_0 – гравитационная постоянная ($3,9860044 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$);

\bar{R} , \bar{V} – радиус-вектор и вектор скорости после очередного шага интегрирования в задаче прогноза.

Время Δt_f , оставшееся до достижения заданного функционала, определяется по формуле

$$\Delta t_f = \frac{F_k - F}{\dot{F}},$$

$$\dot{F} = V \cdot \dot{V} + B_0 \cdot \frac{\dot{R}}{R^2},$$

где R , V – модуль радиус-вектора и вектора абсолютной скорости.

Для повышения точности прогноза при $\Delta t_f / H \leq 1,1$ выполняется уменьшение последующих шагов интегрирования по зависимости

$$H = 0,9 \cdot \Delta t_f.$$

Для оценки количества шагов интегрирования с изменяемым шагом можно допустить, что изменение параметров движения за время Δt_f не влияет на рассчитываемое время «отсечки» МД. Тогда на каждом последующем шаге время Δt_f будет уменьшаться на шаг интегрирования, и в результате за L шагов интегрирования его величина уменьшится до значения $\Delta t_f(L)$:

$$\Delta t_f(L) = (1 - 0,9)^L \Delta t_{f0},$$

где Δt_{f0} – начальное значение Δt_f при изменении шага интегрирования.

Из предыдущего соотношения получим

$$L = -\lg(\Delta t_f(L) / \Delta t_{f0}).$$

Величина $\Delta t_f(L)$ определяет требуемую точность вычисления прогнозируемого момента «отсечки» МД. Для длительности такта счета БЦВМ $\Delta t_f = 0,032$ с,

$$L = 1,49 + \lg(\Delta t_{f0}).$$

Если принять Δt_{f0} равным начальному шагу интегрирования H , величина которого может достигать значения $H = 220$ с (например, для 7-часовой схемы выведения на ГСО), то максимальное количество изменений шагов интегрирования не превышает четырех раз. С учетом возможного разброса тяговооруженности в пределах $\pm 10\%$ общее количество шагов интегрирования в решении задачи прогноза «отсечки» МД будет в диапазоне $i = 12 \div 16$ и прогнозируемый момент будет определяться как

$$T_{\text{МД}}^{\text{откл}} = t_0 + \sum H_i.$$

4.4. Расчет отклонений от заданной орбиты

В результате интегрирования полученные на момент $T_{\text{МД}}^{\text{откл}}$ параметры движения \bar{R}, \bar{V} определяют прогнозируемые условия полета в конце маневра. Погрешности формирования орбиты на прогнозируемый момент характеризуются отклонениями от параметров заданной орбиты:

- по радиусу ΔR и радиальной скорости ΔV в плоскости орбиты;
- боковым отклонением радиуса ΔR_b и скорости ΔV_b по нормали к плоскости формируемой орбиты.

Для вычисления этих параметров предварительно определяются проекции X_1, X_2, X_3 радиус-вектора R на направление векторов $\bar{E}, \bar{E}_1, \bar{B}$:

$$X_1 = R(1) \cdot E(1) + R(2) \cdot E(2) + R(3) \cdot E(3),$$

$$X_2 = R(1) \cdot E_1(1) + R(2) \cdot E_1(2) + R(3) \cdot E_1(3),$$

$$X_3 = R(1) \cdot B(1) + R(2) \cdot B(2) + R(3) \cdot B(3).$$

В прогнозируемой точке окончания маневра угол истинной аномалии η и проекции X_1, X_2 (рис. 4.2) связаны зависимостями:

$$\cos\eta = -X_1/R,$$

$$\sin\eta = X_2/R,$$

где $R = \sqrt{R^2(1) + R^2(2) + R^2(3)}$ – модуль радиус-вектора.

С учетом этого расчетные значения радиуса R_z и радиальной скорости V_{Rz} на расчетной орбите с заданными значениями фокального параметра F_p и эксцентриситета e для вычисленного угла η определяются по формулам:

$$R_z = F_p / (1 - e \cdot \cos\eta),$$

$$V_{Rz} = \sqrt{B_0/F_p} \cdot e \cdot \sin\eta.$$

Линейные отклонения (ΔR , ΔR_b) и скоростные отклонения (ΔV , ΔV_b) определяются следующим образом:

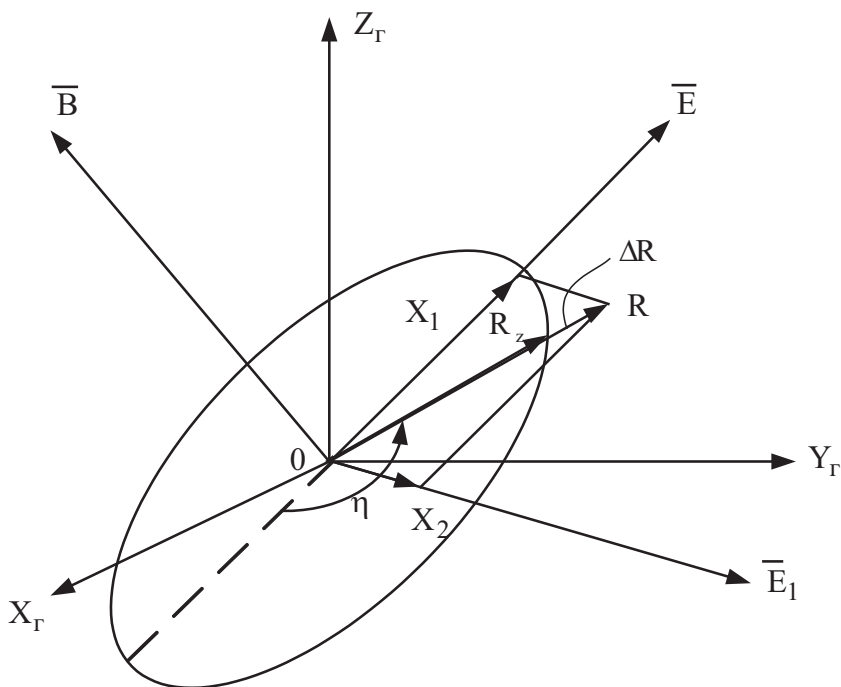


Рис. 4.2. Отклонение по радиусу от заданной орбиты

$V_R = (R(1) \cdot V(1) + R(2) \cdot V(2) + R(3) \cdot V(3)) / R$ – радиальная скорость,

$$\Delta R = R - R_z,$$

$$\Delta V = V_R - V_{Rz},$$

$$\Delta R_b = X_3,$$

$$\Delta V_b = V(1) \cdot B(1) + V(2) \cdot B(2) + V(3) \cdot B(3),$$

где $R(i)$, $V(i)$, ($i = 1, 2, 3$) – проекции прогнозируемых радиус-вектора и скорости полета на оси ГИСК.

4.5. Функции чувствительности отклонений от заданной орбиты к изменению управляющих воздействий

Линейные (ΔR , ΔR_b) и скоростные (ΔV , ΔV_b) отклонения спрогнозированной (базовой) траектории образуют в точке окончания маневра вектор невязки $\bar{Q}(\Delta \bar{R}, \Delta \bar{V})$. Для сведения этого вектора к нулю в вектор управления $\bar{U}(\vartheta, \dot{\vartheta}, \psi, \dot{\psi})$ необходимо ввести поправки $\Delta \bar{U}$. Связь между поправками $\Delta \bar{U}$ и вектором невязки $\bar{Q}(\Delta \bar{R}, \Delta \bar{V})$ в линейном виде определяется уравнением

$$\bar{Q} = \frac{d\bar{Q}}{d\bar{U}} \cdot \Delta \bar{U},$$

где $\frac{d\bar{Q}}{d\bar{U}}$ – матрица функций чувствительности вектора $\bar{Q}(\Delta \bar{R}, \Delta \bar{V})$ на изменение управляющих воздействий. При известной матрице $\frac{d\bar{Q}}{d\bar{U}}$ поправки к управлению определяются из соотношения

$$\Delta \bar{U} = \frac{d\bar{U}}{d\bar{Q}} \cdot \bar{Q},$$

и скорректированный вектор управления \bar{U}_i будет иметь вид

$$\bar{U}_i = \bar{U}_{i-1} - \Delta \bar{U}_i,$$

где \bar{U}_{i-1} – вектор управления с предыдущего такта управления.

Определение функций чувствительности

Принимается, что на функции чувствительности гравитационное ускорение не влияет и изменение параметров движения относительно базовой траектории происходит только за счет изменения ориентации направления вектора тяги, вызванного малыми отклонениями управляющих воздействий вида

$$\Delta \bar{U}(t) = \Delta \bar{U} + \Delta \dot{\bar{U}} \cdot t.$$

Кроме того, предполагается, что продольное и боковое движение относительно спрогнозированной траектории и соответствующие им управления незначительно влияют друг на друга, то есть перекрестные связи между каналами по отклонениям управляющих воздействий слабы и их можно считать независимыми.

При принятом допущении изменения ускорений в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях представляются в виде

$$\Delta \dot{W} = \dot{W} \cdot (\Delta \vartheta + \Delta \dot{\vartheta} \cdot t), \quad (4.1)$$

$$\Delta \dot{W}_b = \dot{W}_b \cdot (\Delta \psi + \Delta \dot{\psi} \cdot t).$$

Вследствие этих отправных моментов однотипные производные в продольном и боковом каналах равны между собой, а перекрестные – равны нулю:

$$R^{\vartheta} = R_b^{\psi}, \quad R^{\psi} = R_b^{\vartheta} = 0,$$

$$\dot{R}^{\vartheta} = \dot{R}_b^{\psi}, \quad \dot{R}^{\psi} = \dot{R}_b^{\vartheta} = 0,$$

$$V^{\vartheta} = V_b^{\psi}, \quad V^{\psi} = V_b^{\vartheta} = 0,$$

$$\dot{V}^{\vartheta} = \dot{V}_b^{\psi}, \quad \dot{V}^{\psi} = \dot{V}_b^{\vartheta} = 0.$$

Так как изменение ускорений в продольной и боковой плоскостях имеет одну и ту же зависимость, далее рассматривается только один продольный канал.

Кажущееся ускорение \dot{W} от маршевого двигателя можно записать в виде

$$\dot{W} = \frac{J_{\text{уд}}}{\tau - t},$$

где $J_{\text{уд}}$ – удельный импульс МД в пустоте;

τ – условное время полного сгорания массы РБ на момент расчета функции чувствительности;

t – текущее время, отсчитываемое от момента определения функций чувствительности и изменяющееся от нуля до величины, равной оставшемуся времени до «отсечки» двигателя t_s .

Производные изменения ускорений по управляющим воздействиям имеют вид

$$\Delta \dot{W}^{\text{в}} = \dot{W}, \quad \Delta \dot{W}^{\text{д}} = \dot{W} \cdot t.$$

Интегрирование этих производных дает в прогнозируемой точке окончания маневра (при малых траекторных углах) функции влияния по радиальной скорости ($V^{\text{в}}, V^{\text{д}}$), а повторное интегрирование – по линейному отклонению от базовой траектории ($R^{\text{в}}, R^{\text{д}}$):

$$V^{\text{в}} = J_{\text{уд}} \cdot Ls; \quad (4.2)$$

$$V^{\text{д}} = J_{\text{уд}} \cdot (\tau \cdot Ls - t_s); \quad (4.3)$$

$$R^{\text{в}} = J_{\text{уд}} \cdot [t_s - (\tau - t_s) \cdot Ls]; \quad (4.4)$$

$$R^{\text{д}} = [-t_s^2/2 + \tau \cdot (t_s - (\tau - t_s) \cdot Ls)], \quad (4.5)$$

где $Ls = Ln[\tau / (\tau - t_s)]$.

Расчет поправок к параметрам программ ориентации

Как было отмечено выше, продольный и боковой каналы в первом приближении могут быть рассмотрены как независимые и, соответственно, их перекрестные функции чувствительности равны нулю. Это обстоятельство приводит к значительному упрощению матрицы чувствительности, которая принимает вид

$$\frac{dQ}{dU} = \begin{vmatrix} \frac{dR}{d\vartheta} & \frac{dR}{d\dot{\vartheta}} & 0 & 0 \\ \frac{dV}{d\vartheta} & \frac{dV}{d\dot{\vartheta}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{dR_b}{d\psi} & \frac{dR_b}{d\dot{\psi}} \\ 0 & 0 & \frac{dV_b}{d\psi} & \frac{dV_b}{d\dot{\psi}} \end{vmatrix}$$

В результате матрица 4×4 распадается на две матрицы 2×2 , что значительно упрощает процедуру расчета корректирующих поправок.

Так как однотипные функции чувствительности в продольном и боковом канале одни и те же, то для двух каналов используется единая упрощенная матрица

$$\frac{dQ}{dU} = \begin{vmatrix} R^\vartheta & R^{\dot{\vartheta}} \\ V^\vartheta & V^{\dot{\vartheta}} \end{vmatrix},$$

в которой $R^\vartheta = \frac{dR}{d\vartheta}$, $R^{\dot{\vartheta}} = \frac{dR}{d\dot{\vartheta}}$, $V^\vartheta = \frac{dV}{d\vartheta}$, $V^{\dot{\vartheta}} = \frac{dV}{d\dot{\vartheta}}$.

В результате связь между невязками и корректирующими поправками записывается в виде системы уравнений:

$$\Delta R = R^\vartheta \cdot \Delta \vartheta + R^{\dot{\vartheta}} \Delta \dot{\vartheta},$$

$$\Delta V = V^\vartheta \cdot \Delta \vartheta + V^{\dot{\vartheta}} \Delta \dot{\vartheta},$$

из решения которой определяются искомые поправки

$$\Delta \vartheta = (-\Delta V \cdot R^{\dot{\vartheta}} + \Delta R \cdot V^{\dot{\vartheta}}) / D_2; \quad (4.6)$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = (-\Delta V \cdot R^\vartheta - \Delta R \cdot V^\vartheta) / D_2, \quad (4.7)$$

где D_2 – определитель системы двух уравнений,

$$D_2 = R^\vartheta \cdot V^{\dot{\vartheta}} - V^\vartheta \cdot R^{\dot{\vartheta}}. \quad (4.8)$$

Анализ алгоритма формирования корректирующих поправок

Представим формулы (4.6) и (4.7) для определения поправок в другом виде:

$$\Delta \vartheta = \Delta R \cdot F_V^{\dot{\vartheta}} - \Delta V \cdot F_R^{\dot{\vartheta}},$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = \Delta V \cdot F_R^{\dot{\vartheta}} - \Delta R \cdot F_V^{\dot{\vartheta}},$$

где $F_V^{\dot{\vartheta}} = \frac{V^{\dot{\vartheta}}}{D_2}$, $F_R^{\dot{\vartheta}} = \frac{R^{\dot{\vartheta}}}{D_2}$, $F_V^{\dot{\vartheta}} = \frac{V^{\dot{\vartheta}}}{D_2}$, $F_R^{\dot{\vartheta}} = \frac{R^{\dot{\vartheta}}}{D_2}$.

Все функции чувствительности F , как и определитель D_2 , при $t_s \rightarrow 0$ стремятся к нулю. Для раскрытия неопределенностей функций $F_V^{\dot{\vartheta}}$, $F_R^{\dot{\vartheta}}$, $F_V^{\dot{\vartheta}}$, $F_R^{\dot{\vartheta}}$ используется известное правило анализа отношений производных числителя и знаменателя. Из результатов такого анализа следует, что при приближении к концу маневра эти функции стремятся к бесконечности.

Этот процесс характерен для окончания всех маневров. Резкое изменение анализируемых функций в конце маневра приводит к значительному увеличению требуемых корректирующих поправок и к увеличению скорости их изменения. При ограничениях по величинам поправок это явление фактически приводит к неуправляемому полету. Поэтому итеративное управление маневром блокируется (прекращается) за время $\Delta T_{\text{рп}}$ до прогнозируемого момента окончания маневра.

4.6. Циклограмма управления на активных участках

Циклограмма выполнения активного маневра представлена на рис. 4.3 и начинается с разворота РБ на направление импульса тяги маршевого двигателя, определяемого в ИСКВ заданными в ПЗ значениями углов тангажа ($\vartheta = a$) и рыскания ($\psi = c$). В ПЗ также задается и длительность этого участка $\Delta T_{\text{разв}}$. В фиксированной после разворота ориентации в течение заданного в ПЗ времени $\Delta T_{\text{подж}}$ выполняется поджатие топлива путем включения четырех ДКИ. За 1,9 секунды

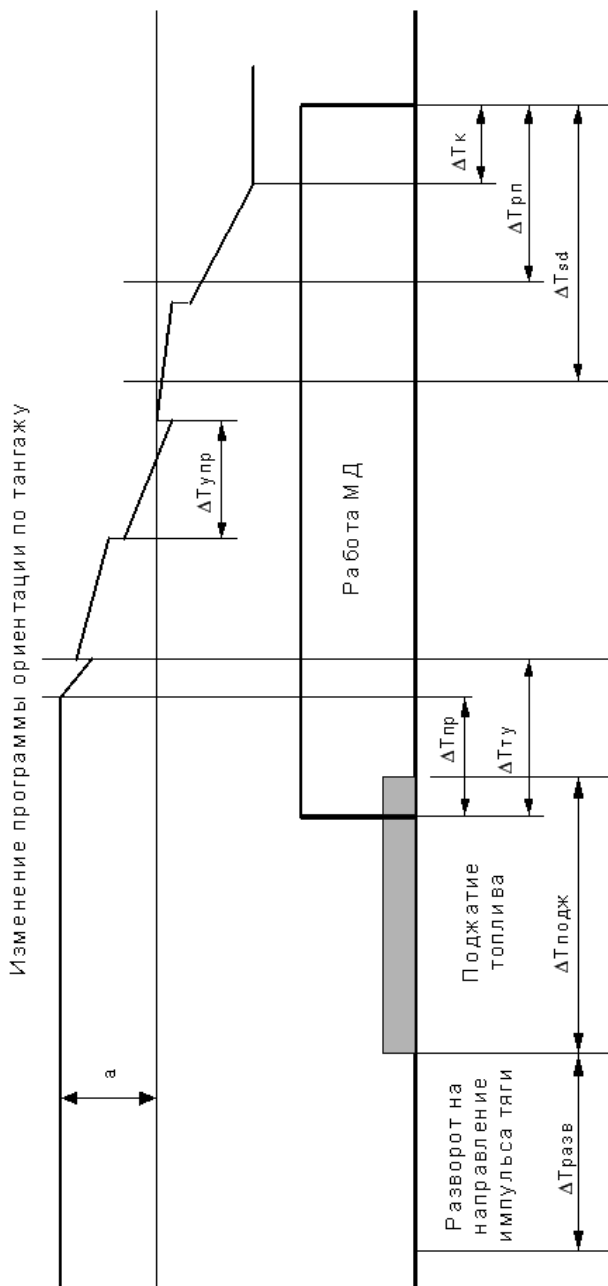


Рис. 4.3. Циклограмма выполнения активного маневра

до окончания поджата запускается маршевый двигатель. На циклограмме изменение ориентации показано по углу тангажа, аналогичный процесс выполняется и по рысканию.

Переходы на программное изменение этих углов ($\dot{\vartheta} = b$, $\dot{\psi} = d$) и формирование параметров угловых программ на основе терминального управления выполняются через заданные в константах алгоритмов терминального управления времена $\Delta T_{пр}$ и $\Delta T_{ту}$, отсчитываемые от момента запуска МД. Терминальное управление обновляет программу ориентации РБ с тактом $\Delta T_{упр}$, величина которого является постоянной и принята равной 20 с. За установленные в ПЗ интервалы времени до прогнозируемого момента «отсечки» МД происходят следующие изменения в формировании угловых программ:

- блокировка управления по радиальным отклонениям (ΔT_{sd});
- окончание терминального управления и переход к отработке жестких программ изменения углов ориентации с параметрами, определенными в последнем цикле терминального управления ($\Delta T_{рп}$);
- переход на фиксированную ориентацию $\dot{\vartheta} = \dot{\psi} = 0$ для предотвращения больших угловых отклонений после «отсечки» МД ($\Delta T_{к}$).

Для повышения точности формирования заданной орбиты «отсечка» МД выполняется не по прогнозируемому времени, а по достижении функционалом энергии заданного в ПЗ значения для этой орбиты.

4.7. Алгоритм идентификации условного времени сгорания массы разгонного блока и удельного импульса

В модели прогноза ускорение \dot{W} при работе МД описывается уравнением

$$\dot{W} = \frac{J}{\tau_0 - t},$$

в котором параметры J и τ_0 связаны с тягой P маршевого двигателя, массой m_0 на момент начала прогноза и секундным расходом топлива \dot{m} соотношениями

$$J = \frac{P}{\dot{m}}, \quad \tau_0 = \frac{m_0}{\dot{m}}.$$

Так как параметры P , m_0 , \dot{m} не измеряются, то определение значений J и τ_0 выполняется путем идентификации.

Идентификация базируется на информации о текущем значении модуля кажущегося ускорения \dot{W}_i [10, 11], измеряемого системой навигации в моменты t_i , и выполняется на основе метода наименьших квадратов [2], исходя из соотношения

$$\frac{1}{\dot{W}} = \frac{\tau_0}{J} - \frac{t}{J}.$$

Эта зависимость может быть представлена в виде

$$Y = a - b \cdot t,$$

где $Y = \frac{1}{\dot{W}}$, $a = \frac{\tau_0}{J}$, $b = \frac{1}{J}$.

По методу наименьших квадратов по n измерениям ускорения W_i определяются параметры a и b , обеспечивающие минимум функции F :

$$F = \sum_{i=1}^n (Y_i - a + b \cdot t_i)^2.$$

Исходя из этого, параметры a и b находятся из системы уравнений

$$\frac{dF}{da} = 0, \quad \frac{dF}{db} = 0,$$

которая после выполнения операций дифференцирования принимает вид

$$\sum_{i=1}^n (Y_i - a + b \cdot t_i) = 0,$$

$$\sum_{i=1}^n (Y_i - a + b \cdot t_i) \cdot t_i = 0 \text{ или}$$

$$a \cdot n - b \cdot \sum_{i=1}^n t_i = \sum_{i=1}^n Y_i, \quad (4.9)$$

$$a \cdot \sum_{i=1}^n t_i - b \cdot \sum_{i=1}^n t_i^2 = \sum_{i=1}^n Y_i \cdot t_i.$$

Из этой системы имеем:

$$a = \frac{-\sum_{i=1}^n Y_i \cdot \sum_{i=1}^n t_i^2 + \sum_{i=1}^n Y_i \cdot t_i \cdot \sum_{i=1}^n t_i}{-n \cdot \sum_{i=1}^n t_i^2 + (\sum_{i=1}^n t_i)^2}, \quad b = \frac{n \cdot \sum_{i=1}^n Y_i \cdot t_i - \sum_{i=1}^n Y_i \cdot \sum_{i=1}^n t_i}{-n \cdot \sum_{i=1}^n t_i^2 + (\sum_{i=1}^n t_i)^2}.$$

С учетом принятых обозначений для a и b определим τ_0 и J :

$$\tau_0 = \frac{\frac{\sum_{i=1}^n Y_i \cdot t_i}{\sum_{i=1}^n t_i} - \frac{\sum_{i=1}^n Y_i \cdot \sum_{i=1}^n t_i^2}{(\sum_{i=1}^n t_i)^2}}{-\frac{\sum_{i=1}^n Y_i}{\sum_{i=1}^n t_i} + n \cdot \frac{\sum_{i=1}^n Y_i \cdot t_i}{(\sum_{i=1}^n t_i)^2}}, \quad J = \frac{1 - n \cdot \frac{\sum_{i=1}^n t_i^2}{(\sum_{i=1}^n t_i)^2}}{-\frac{\sum_{i=1}^n Y_i}{\sum_{i=1}^n t_i} + n \cdot \frac{\sum_{i=1}^n Y_i \cdot t_i}{(\sum_{i=1}^n t_i)^2}}.$$

Как показывает практика, разброс удельного импульса находится в малых пределах, и поэтому его значение в модели прогноза может быть принято равным номинальному $J_{ном}$. Тогда параметр τ_0 определяется из уравнения (4.9) в виде простой зависимости:

$$\tau_0 = \frac{J_{ном} \cdot \sum_{i=1}^n Y_i + \sum_{i=1}^n t_i}{n}.$$

4.8. Учет отклонений камеры сгорания маршевого двигателя

Программная ориентация РБ рассчитывается из условия совпадения вектора тяги МД и продольной оси РБ. При использовании в разгонных блоках маршевых двигателей для угловой стабилизации создание с их помощью управляющих моментов относительно центра

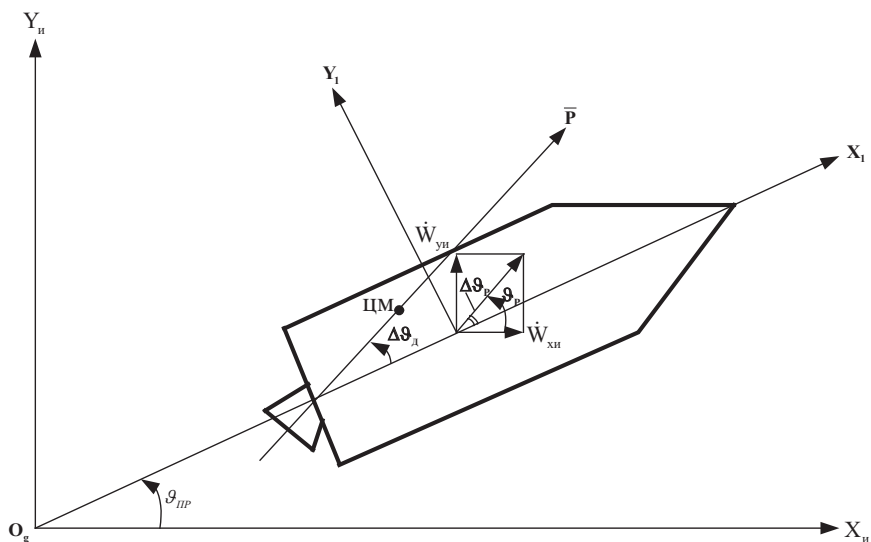


Рис. 4.4. Балансировочное отклонение камеры сгорания МД

масс выполняется путем отклонения камеры сгорания МД относительно продольной оси. При этом средние (балансировочные) составляющие отклонения камеры сгорания МД, характеризующие в продольном канале углом $\Delta\theta_{д}$ (рис. 4.4) и в боковом – углом $\Delta\psi_{д}$, оказывают наибольшее влияние на точность реализации траекторного движения. Величины балансировочных отклонений камеры сгорания МД зависят от смещения центра масс (ЦМ) РБ относительно его продольной оси, деформации рамы подвеса МД, ошибки установки оси камеры сгорания и других причин.

Для повышения точности реализации заданного траекторного движения и повышения тем самым точности формирования заданной орбиты используется компенсация влияния отклонения вектора тяги МД относительно продольной оси [16].

Для этого РБ отклоняют в каждом канале управления на дополнительные углы $\Delta\theta_{д}$ и $\Delta\psi_{д}$ в сторону, противоположную отклонению вектора тяги \bar{P} относительно продольной оси. С учетом этого программы ориентации РБ, определяемые с помощью терминального

управления в виде $\vartheta_{\text{пр}} = \vartheta_0 + \dot{\vartheta} \cdot t$, $\psi_{\text{пр}} = \psi_0 + \dot{\psi} \cdot t$, должны быть скорректированы на величины углов $\Delta\vartheta_{\text{д}}$ и $\Delta\psi_{\text{д}}$ и задаваться в виде

$$\vartheta_{\text{пр}}^{\text{К}} = \vartheta_{\text{пр}} + \Delta\vartheta_{\text{д}},$$

$$\psi_{\text{пр}}^{\text{К}} = \psi_{\text{пр}} + \Delta\psi_{\text{д}},$$

обеспечивающем расчетное направление тяги, определяемое углом $\vartheta_{\text{пр}}$.

Для определения текущих рассогласований $\Delta\vartheta_{\text{р}}$, $\Delta\psi_{\text{р}}$ между направлением тяги $\vartheta_{\text{р}}$, $\psi_{\text{р}}$ и программной ориентацией $\vartheta_{\text{пр}}$, $\psi_{\text{пр}}$ используются проекции на оси ИСКВ текущего кажущегося ускорения $\dot{W}_{\text{Г}}$ относительно ГИСК:

$$\dot{W}_{\text{И}} = \sigma_{\text{ГИ}} \dot{W}_{\text{Г}},$$

где $\sigma_{\text{ГИ}}$ – матрица перехода от ГИСК к ИСКВ (фиксированная для каждого маневра).

В системе отсчета углов ϑ , ψ , φ (вторая система углов Эйлера, используемая для задания программы изменения ориентации РБ на маневре) углы $\vartheta_{\text{р}}$, $\psi_{\text{р}}$ в ИСКВ (рис. 4.5) определяются по формулам:

$$\sin\vartheta_{\text{р}} = \frac{\dot{W}_{\text{уи}}}{\sqrt{\dot{W}_{\text{хи}}^2 + \dot{W}_{\text{зи}}^2}}, \quad \sin\psi_{\text{р}} = \frac{-\dot{W}_{\text{зи}}}{|\dot{W}_{\text{И}}|}.$$

Текущие отклонения вектора тяги $\Delta\vartheta_{\text{р}}$ и $\Delta\psi_{\text{р}}$ от программного направления $\vartheta_{\text{пр}}$ и $\psi_{\text{пр}}$ равны:

$$\Delta\vartheta_{\text{р}} = \vartheta_{\text{пр}} - \vartheta_{\text{р}},$$

$$\Delta\psi_{\text{р}} = \psi_{\text{пр}} - \psi_{\text{р}}.$$

Из этих соотношений следует:

$$\sin\vartheta_{\text{пр}} = \sin\vartheta_{\text{р}} \cdot \cos\Delta\vartheta_{\text{р}} + \sin\Delta\vartheta_{\text{р}} \cdot \cos\vartheta_{\text{р}},$$

$$\sin\psi_{\text{пр}} = \sin\psi_{\text{р}} \cdot \cos\Delta\psi_{\text{р}} + \sin\Delta\psi_{\text{р}} \cdot \cos\psi_{\text{р}}.$$

Учитывая, что углы $\Delta\vartheta_{\text{р}}$ и $\Delta\psi_{\text{р}}$ малы, из последних соотношений получим

$$\Delta\vartheta_p = (\sin\vartheta_{np} - \vartheta_p) / \cos\vartheta_p,$$

$$\Delta\psi_p = (\sin\psi_{np} - \psi_p) / \cos\psi_p.$$

На рис. 4.6 представлена структурная схема контура формирования угла $\Delta\vartheta_d$ в продольном канале. В боковом канале используется аналогичная схема.

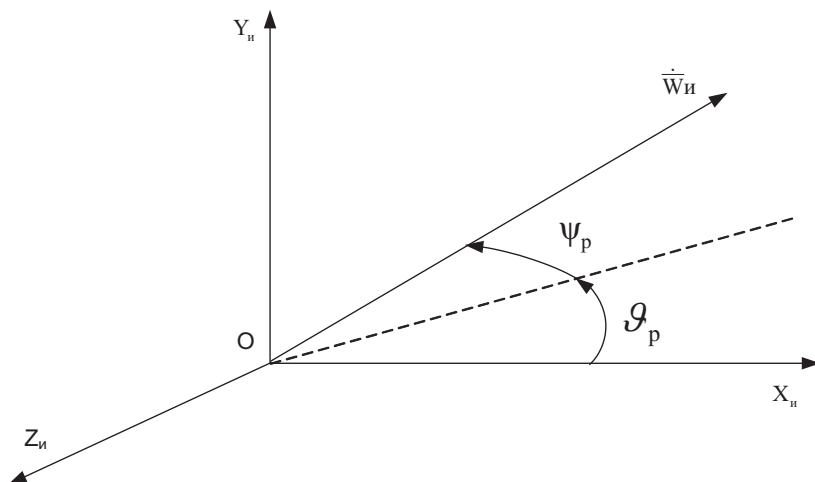


Рис. 4.5. Отсчет углов ϑ_p, ψ_p

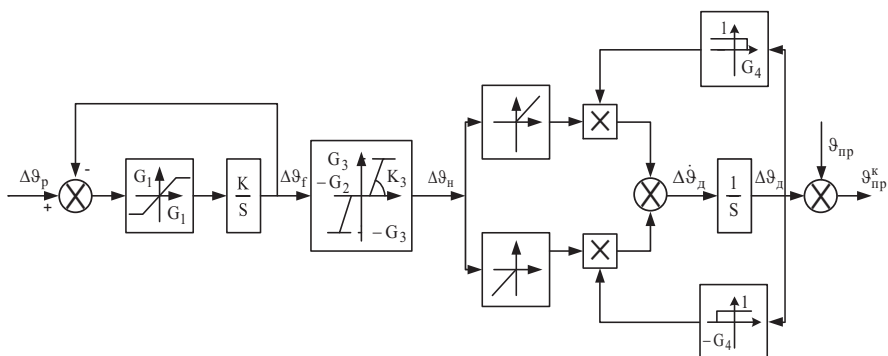


Рис. 4.6. Структурная схема контура формирования угла $\Delta\vartheta_d$

Для устранения высокочастотных составляющих сигнала $\Delta\vartheta_p$ выполняется его нелинейная фильтрация с помощью интегрирующего звена с коэффициентом усиления K , охваченного отрицательной обратной связью:

$$\Delta\dot{\vartheta}_f = \begin{cases} K \cdot (\Delta\vartheta_p - \Delta\vartheta_f) & \text{при } |\Delta\vartheta_p - \Delta\vartheta_f| < G_1, \\ K \cdot G_1 \cdot \text{sign}(\Delta\vartheta_p - \Delta\vartheta_f) & \text{при } |\Delta\vartheta_p - \Delta\vartheta_f| > G_1, \end{cases}$$

$$\Delta\vartheta_f = \int \Delta\dot{\vartheta}_f \cdot dt.$$

Отфильтрованный сигнал ϑ_f проходит через нелинейное звено, на выходе которого формируется сигнал $\Delta\vartheta_n$:

$$\Delta\dot{\vartheta}_n = \begin{cases} 0, & \text{при } |\Delta\vartheta_f| < G_2, \\ K_3 \cdot (\Delta\vartheta_a - G_2 \cdot \text{sign}(\Delta\vartheta_f)), & \text{при } G_2 < |\Delta\vartheta_f| < G_{23}, \\ G_3 \cdot \text{sign}(\Delta\vartheta_f), & \text{при } |\Delta\vartheta_f| > G_{23}, \end{cases}$$

где G_2 – зона нечувствительности;

G_3 – уровень ограничения выходного сигнала;

K_3 – коэффициент усиления;

$$G_{23} = G_2 + G_3 / K_3.$$

Угол доворота РБ по тангажу $\Delta\vartheta_d$ определяется как

$$\Delta\vartheta_d = \int \Delta\dot{\vartheta}_d \cdot dt,$$

где $\Delta\dot{\vartheta}_d = \Delta\dot{\vartheta}_n$ при условиях ($|\Delta\vartheta_d| < G_4$), или ($\Delta\vartheta_d = G_4$ и $\Delta\vartheta_n < 0$), или ($\Delta\vartheta_d = -G_4$ и $\Delta\vartheta_n > 0$);

при $\Delta\dot{\vartheta}_d = 0$ при условиях ($\Delta\vartheta_d = G_4$ и $\Delta\vartheta_n > 0$) или ($\Delta\vartheta_d = -G_4$ и $\Delta\vartheta_n < 0$).

Сигнал $\Delta\vartheta_d$ изменяется до тех пор, пока сигнал $\Delta\vartheta_p$ не станет равным нулю, что будет соответствовать совпадению вектора тяги с направлением, определяемым углом $\vartheta_{пр}$. При этом продольная ось РБ будет совпадать с направлением $\vartheta_{пр}^k$.

4.9. Особенности программ ориентации. Отработка прогнозируемых отклонений

При выполнении баллистических расчетов траектории полета РБ с выводимым КА для активных маневров используются линейные по времени программы ориентации РБ по углам тангажа ($\vartheta_{пр}$) и рыскания ($\psi_{пр}$):

$$\vartheta_{пр} = \vartheta_0 + \dot{\vartheta} \cdot t,$$

$$\psi_{пр} = \psi_0 + \dot{\psi} \cdot t.$$

Параметры этих программ ϑ_0 , ψ_0 определяют начальные значения углов тангажа и рыскания, а $\dot{\vartheta}$, $\dot{\psi}$ – угловые скорости их изменения в системе координат ИСКВ (см. раздел 4.2).

Для терминального управления, периодически формирующего поправки к параметрам программ ориентации, позволяющие обеспечить отработку прогнозируемых отклонений от заданной орбиты, эти программы могут быть более сложной зависимости, в частности в виде полиномов n -й степени типа

$$\vartheta_{пр} = \vartheta_0 + \dot{\vartheta} \cdot t + \ddot{\vartheta} \cdot t^2 + \dots + (\vartheta)^n \cdot t^n.$$

Для соответствия баллистическим расчетам начальные значения параметров $\ddot{\vartheta}, \dots, (\vartheta)^n$ принимаются равными нулю, а их коррекция выполняется в процессе терминального управления.

Использование в терминальном управлении программ ориентации с высшими производными по углам тангажа и рыскания обеспечивает более качественные процессы управления. С другой стороны, чем выше порядок полинома, тем сложнее в реализации такое управление. Поэтому далее будут рассмотрены особенности терминального управления для двух вариантов программ ориентации – линейной и нелинейной, представленной в виде полинома второго порядка.

Линейная программа ориентации

Терминальное управление траекторным движением основывается на том, что изменение параметров движения РБ относительно базово-

вой траектории происходит только за счет изменения ориентации тяги, вызванного малыми отклонениями управляющих воздействий.

При вычисленных поправках $\Delta\vartheta$, $\Delta\dot{\vartheta}$ к программе ориентации (4.6), (4.7) с учетом (4.1) изменение по времени отклонений от базовой траектории в конечной (терминальной) точке описывается уравнениями

$$\Delta V = \Delta V_0 - \int_0^t \dot{W} \cdot (\Delta\vartheta + \Delta\dot{\vartheta} \cdot t) \cdot dt,$$

$$\Delta R = \Delta R_0 - \int_0^t \int_0^t \dot{W} \cdot (\Delta\vartheta + \Delta\dot{\vartheta} \cdot t) \cdot dt$$

или

$$\Delta V = \Delta V_0 - \tilde{V}^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta\vartheta - \tilde{V}^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta\dot{\vartheta}, \quad \Delta R = \Delta R_0 - \tilde{R}^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta\vartheta - \tilde{R}^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta\dot{\vartheta},$$

где функции $\tilde{V}^{\dot{\vartheta}}$, $\tilde{V}^{\ddot{\vartheta}}$, $\tilde{R}^{\dot{\vartheta}}$, $\tilde{R}^{\ddot{\vartheta}}$ зависят от времени и соответствуют функциям (4.2)-(4.5) при замене t_s на t . Учитывая это и используя (4.6), (4.7), последние два уравнения перепишем в виде

$$\Delta V = \Delta V_0 - (\Delta R_0 \cdot (\tilde{V}^{\dot{\vartheta}} \cdot V^{\dot{\vartheta}} - \tilde{V}^{\ddot{\vartheta}} \cdot V^{\ddot{\vartheta}}) - \Delta V_0 \cdot (\tilde{V}^{\dot{\vartheta}} \cdot R^{\dot{\vartheta}} - \tilde{V}^{\ddot{\vartheta}} \cdot R^{\ddot{\vartheta}})) / D_2; \quad (4.10)$$

$$\Delta R = \Delta R_0 - (\Delta R_0 \cdot (\tilde{R}^{\dot{\vartheta}} \cdot V^{\dot{\vartheta}} - \tilde{R}^{\ddot{\vartheta}} \cdot V^{\ddot{\vartheta}}) - \Delta V_0 \cdot (\tilde{R}^{\dot{\vartheta}} \cdot R^{\dot{\vartheta}} - \tilde{R}^{\ddot{\vartheta}} \cdot R^{\ddot{\vartheta}})) / D_2. \quad (4.11)$$

К прогнозируемому моменту «отсечки» МД невязки ΔR , ΔV обнуляются, но подходят в общем случае к этим значениям с отличными от нуля производными $\Delta\dot{R}$, $\Delta\dot{V}$. Как отмечалось в разделе 4.5, для обеспечения устойчивости процесса наведения РБ на орбиту отключение терминального управления выполняется за время $\Delta T_{\text{рп}}$ до прогнозируемого момента «отсечки» МД, и после этого с параметрами последней коррекции управления выполняется полет РБ по «жесткой» траектории.

Поскольку «отсечка» МД выполняется при достижении функционалом энергии заданного в ПЗ значения, а отработка отклонений до нулевого уровня предполагается в прогнозируемый момент «отсечки» МД, то в случае отличия этих моментов выключения МД на величину $\Delta T_{\text{отс}}$ при $\Delta\dot{R} \neq 0$, $\Delta\dot{V} \neq 0$ окончание маневра выполняется с ошибками ΔR_r , ΔV_r :

$$\Delta R_r = \Delta \dot{R} \cdot \Delta T_{\text{отс}}, \quad \Delta V_r = \Delta \dot{V} \cdot \Delta T_{\text{отс}},$$

влияющими на точность формирования орбиты.

В связи с этим представляют интерес динамика процесса обработки невязок ΔR , ΔV , условия его окончания ($\Delta \dot{R}$, $\Delta \dot{V}$) и чувствительность параметров формируемых орбит на возможный сдвиг времени «отсечки» МД относительно ее прогнозируемого момента.

Из определения функций $\tilde{V}^{\dot{\theta}}$, $\tilde{V}^{\dot{\theta}}$, $\tilde{R}^{\dot{\theta}}$, $\tilde{R}^{\dot{\theta}}$ следует, что в момент определения невязок ($t=0$)

$$\tilde{V}^{\dot{\theta}} = \tilde{V}^{\dot{\theta}} = \tilde{R}^{\dot{\theta}} = \tilde{R}^{\dot{\theta}} = 0$$

и поэтому имеем $\Delta V = \Delta V_0$, $\Delta R = \Delta R_0$.

В прогнозируемый момент «отсечки» МД ($t = t_s$)

$$\tilde{V}^{\dot{\theta}} = V^{\dot{\theta}}, \quad \tilde{V}^{\dot{\theta}} = V^{\dot{\theta}}, \quad \tilde{R}^{\dot{\theta}} = R^{\dot{\theta}}, \quad \tilde{R}^{\dot{\theta}} = R^{\dot{\theta}},$$

$$\tilde{V}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}} - \tilde{V}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}} = 0,$$

$$\tilde{R}^{\dot{\theta}} \cdot R^{\dot{\theta}} - \tilde{R}^{\dot{\theta}} \cdot R^{\dot{\theta}} = 0,$$

и по (4.8) $\tilde{R}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}} - \tilde{R}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}} = D_2$,

что в результате дает $\Delta V = 0$, $\Delta R = 0$.

После дифференцирования зависимостей (4.10), (4.11) получим

$$\Delta \dot{V} = \{ -(\Delta R_0 \cdot [(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}} - (\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}}] - \Delta V_0 \cdot [(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}} - (\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}}]) \} / D_2;$$

$$\Delta \dot{R} = \{ -(\Delta R_0 \cdot [(\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}} - (\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}}] - \Delta V_0 \cdot [(\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}} - (\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}}]) \} / D_2$$

или

$$\Delta \dot{V} = \dot{V}^{R_0} \cdot \Delta R_0 + \dot{V}^{V_0} \cdot \Delta V_0, \quad \Delta \dot{R} = \dot{R}^{R_0} \cdot \Delta R_0 + \dot{R}^{V_0} \cdot \Delta V_0,$$

где градиенты по параметрам ΔR_0 , ΔV_0 имеют следующий вид:

$$\dot{V}^{R_0} = -[(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}} - (\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}}] / D_2,$$

$$\dot{V}^{V_0} = -[(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}} - (\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}}] / D_2,$$

$$\dot{R}^{R_0} = -[(\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}} - (\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot V^{\dot{\theta}}] / D_2,$$

$$\dot{R}^{V_0} = -[(\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}} - (\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot R^{\dot{\theta}}] / D_2.$$

Из определения функций чувствительности (см. раздел 4.5) следует, что

$$(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' = \Delta \dot{W}^{\dot{\theta}}, \quad (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})' = \Delta \dot{W}^{\ddot{\theta}}, \quad (\tilde{R}^{\dot{\theta}})' = \tilde{V}^{\dot{\theta}}, \quad (\tilde{R}^{\ddot{\theta}})' = \tilde{V}^{\ddot{\theta}},$$

$$(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' = \frac{J}{\tau - t},$$

$$(\tilde{V}^{\ddot{\theta}})' = \frac{J \cdot t}{\tau - t}.$$

С учетом этого приведенные выше градиенты при $t = t_s$ принимают вид:

$$\dot{V}^{R_0} = \frac{J \cdot R^{\dot{\theta}}}{D_2 \cdot (\tau - t_s)},$$

$$\dot{V}^{V_0} = - \frac{J}{D_2 \cdot (\tau - t_s)} \cdot [R^{\dot{\theta}} - t_s \cdot R^{\ddot{\theta}}],$$

$$\dot{R}^{R_0} = 0, \quad \dot{R}^{V_0} = -1,$$

и из этого следует, что $\Delta \dot{R} = -\Delta V_0$.

В конце маневра при малых отклонениях радиальной скорости ΔV_0 от ее расчетного значения скорость изменения радиальной погрешности $\Delta \dot{R}$ достаточно мала, и радиальная ошибка ΔR , которая может возникнуть из-за разницы $\Delta T_{\text{отс}}$ прогнозируемого и фактического момента времени отключения МД, практически не скажется на параметрах формируемой орбиты.

Для оценки влияния невязок ΔR_0 , ΔV_0 на радиальное ускорение $\Delta \dot{V}$ в табл. 4.1 в качестве примера приведены расчетные данные на момент окончания терминального управления (за 50 секунд до прогнозируемого момента «отсечки» МД на последнем маневре).

Отклонение ΔV_0 оказывает наиболее существенное влияние на точность формируемой орбиты. Погрешность формирования геостационарной орбиты за счет отработки невязок ΔV_0 , ΔR_0 и сдвига $\Delta T_{\text{отс}}$ может быть оценена по изменению эксцентриситета Δe :

Таблица 4.1

Расчет поправок линейной программы ориентации

Параметры	Обозначение	Размерность	Значения
Удельный импульс	J	м/с	3193,2
Условное время сгорания массы РБ при $t_s = 50$ с	τ	с	650
Функции чувствительности - по радиальной скорости - по радиус-вектору	$V^{\dot{\theta}}$	м/с	255,59
	$V^{\dot{\theta}}$	м	6475,04
	$R^{\dot{\theta}}$	м	6304,58
	$R^{\dot{\theta}}$	м·с	106477
Определитель	D_2	м ²	$0,13607 \cdot 10^8$
Градиенты по скорости изменения невязок в прогнозируемый момент «отсечки» МД	\dot{V}^{R_0}	1/с ²	0,002466
	\dot{V}^{V_0}	1/с	0,0816
	\dot{R}^{R_0}	1/с	0
	\dot{R}^{V_0}	1	-1
Поправки управления при $\Delta R_0 = 200$ м, $\Delta V_0 = 1$ м/с	$\Delta \vartheta$	-	0,087342
	$\Delta \dot{\vartheta}$	1/с	-0,003293

$$\Delta e = \frac{\Delta V_r}{V_{кр}}$$

где $\Delta V_r = (\dot{V}^{R_0} \cdot \Delta R_0 + \dot{V}^{V_0} \cdot \Delta V_0) \cdot \Delta T_{отс}$, $V_{кр}$ – скорость полета на ГСО.

В рассматриваемом примере при $\Delta R_0 = 200$ м, $\Delta V_0 = 1$ м/с, $V_{кр} = 3072$ м/с и $\Delta T_{отс} = 1$ с радиальная составляющая скорости $\Delta V_r = 0,5748$ м/с и погрешность по эксцентриситету $\Delta e = 0,000187$, что может составлять ощутимую величину от допуска на этот параметр.

Нелинейная программа ориентации

Приведенные выше данные показывают, что для обеспечения высокой точности выполнения маневра необходима минимизация погрешностей определения момента «отсечки» МД и отработки радиальной скорости.

Исходя из этого, возникает задача снижения скорости изменения невязок ΔR и ΔV в прогнозируемый момент времени «отсечки» МД.

Эта задача может быть решена путем использования в терминальном управлении нелинейной программы ориентации РБ на маневре. Такая программа реализуется путем введения в линейную программу дополнительного управляющего воздействия – по угловому ускорению [7, 14]:

$$\vartheta_{\text{пр}} = \vartheta_0 + \dot{\vartheta} \cdot t + \ddot{\vartheta} \cdot t^2 / 2,$$

$$\psi_{\text{пр}} = \psi_0 + \dot{\psi} \cdot t + \ddot{\psi} \cdot t^2 / 2.$$

В таком варианте ускорение $\Delta \dot{W}$, нормальное к базовой траектории, при малых отклонениях по управляющим воздействиям описывается нелинейной по времени зависимостью, которая, например, для продольного канала имеет вид

$$\Delta \dot{W} = \dot{W} \cdot (\Delta \vartheta + \Delta \dot{\vartheta} \cdot t + \Delta \ddot{\vartheta} \cdot t^2 / 2).$$

При трех управляющих воздействиях $\Delta \vartheta$, $\Delta \dot{\vartheta}$, $\Delta \ddot{\vartheta}$ связь между невязками траекторного движения в прогнозируемый момент «отсечки» МД и корректирующими поправками, в отличие от приведенной в разделе 4.5, будет дополняться условием обнуления радиального ускорения $\Delta \dot{V}$ (третье уравнение):

$$R^{\vartheta} \cdot \Delta \vartheta + R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} + R^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta \ddot{\vartheta} = \Delta R_0,$$

$$V^{\vartheta} \cdot \Delta \vartheta + V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} + V^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta \ddot{\vartheta} = \Delta V_0, \quad (4.12)$$

$$\dot{V}^{\vartheta} \cdot \Delta \vartheta + \dot{V}^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} + \dot{V}^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta \ddot{\vartheta} = \Delta R_0.$$

По аналогии с разделом 4.5 определим дополнительные функции чувствительности:

$$\dot{V}^{\vartheta} = \frac{J}{\tau - t},$$

$$\dot{V}^{\dot{\vartheta}} = \frac{J \cdot t}{\tau - t},$$

$$\dot{V}^{\ddot{\theta}} = \frac{J}{\tau - t} \cdot \frac{t^2}{2},$$

$$V^{\ddot{\theta}} = J \cdot [\tau^2 \cdot L_s - \tau \cdot t_s - t_s^2 / 2] / 2,$$

$$R^{\ddot{\theta}} = J \cdot [(\tau^2 - \tau \cdot t_s / 2 - t_s^2 / 6) \cdot t_s - \tau^2 \cdot (\tau - t_s) \cdot L_s] / 2.$$

Из решения системы (4.12) имеем

$$\Delta \vartheta = \frac{D_{\vartheta}}{D_3},$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = \frac{D_{\dot{\vartheta}}}{D_3}, \quad (4.13)$$

$$\Delta \ddot{\vartheta} = \frac{D_{\ddot{\vartheta}}}{D_3},$$

где определитель системы трех уравнений D_3 и дополнения по искомым параметрам имеют вид:

$$D_3 = R^{\dot{\theta}} \cdot G_1 - R^{\ddot{\theta}} \cdot G_2 - R^{\ddot{\theta}} \cdot G_2,$$

$$D_{\vartheta} = \Delta R_0 \cdot G_1 - \Delta V_0 \cdot F_1,$$

$$D_{\dot{\vartheta}} = -\Delta R_0 \cdot G_2 + \Delta V_0 \cdot F_2,$$

$$D_{\ddot{\vartheta}} = \Delta R_0 \cdot G_3 - \Delta V_0 \cdot F_3,$$

$$G_1 = V^{\dot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\ddot{\theta}} - \dot{V}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\ddot{\theta}},$$

$$G_2 = V^{\dot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\ddot{\theta}} - \dot{V}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\ddot{\theta}},$$

$$G_3 = V^{\dot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\ddot{\theta}} - \dot{V}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\ddot{\theta}},$$

$$F_1 = R^{\dot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\ddot{\theta}} - R^{\ddot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\dot{\theta}},$$

$$F_2 = R^{\dot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\ddot{\theta}} - R^{\ddot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\dot{\theta}},$$

$$F_3 = R^{\dot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\ddot{\theta}} - R^{\ddot{\theta}} \cdot \dot{V}^{\dot{\theta}}.$$

В табл. 4.2 в дополнение к табл. 4.1 приведены параметры, характеризующие управление с нелинейной программой ориентации.

Изменение невязок ΔV и ΔR при вычисленных значениях $\Delta \vartheta$, $\Delta \dot{\vartheta}$, $\Delta \ddot{\vartheta}$ на основании первых двух уравнений (4.12) можно по аналогии с выше используемым способом представить в виде

$$\Delta V = \Delta V_0 - \tilde{V}^{\vartheta} \cdot \Delta \vartheta - \tilde{V}^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} - \tilde{V}^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta \ddot{\vartheta},$$

$$\Delta R = \Delta R_0 - \tilde{R}^{\vartheta} \cdot \Delta \vartheta - \tilde{R}^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} - \tilde{R}^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta \ddot{\vartheta}.$$

После дифференцирования получим

$$\Delta \dot{V} = -(\tilde{V}^{\vartheta})' \cdot \Delta \vartheta - (\tilde{V}^{\dot{\vartheta}})' \cdot \Delta \dot{\vartheta} - (\tilde{V}^{\ddot{\vartheta}})' \cdot \Delta \ddot{\vartheta},$$

$$\Delta \dot{R} = -(\tilde{R}^{\vartheta})' \cdot \Delta \vartheta - (\tilde{R}^{\dot{\vartheta}})' \cdot \Delta \dot{\vartheta} - (\tilde{R}^{\ddot{\vartheta}})' \cdot \Delta \ddot{\vartheta}.$$

Таблица 4.2

Расчет поправок нелинейной программы ориентации

Параметры	Обозначение	Размерность	Значения
Функции чувствительности	$V^{\ddot{\vartheta}}$	м·с	108637
	$R^{\ddot{\vartheta}}$	м·с ²	1342680
	\dot{V}^{ϑ}	м/с ²	5,322
	$\dot{V}^{\dot{\vartheta}}$	м/с	266,1
	$\dot{V}^{\ddot{\vartheta}}$	м	6652,5
Функции определителя	G_1	м ²	$1,416 \cdot 10^7$
	G_2	м ² /с	$1,122 \cdot 10^6$
	G_3	м ² /с ²	33552
Определитель	D_3	м ³	$1,488 \cdot 10^8$
Дополнения к определителю	F_1	м ² ·с	$3,510 \cdot 10^8$
	F_2	м ²	$3,48 \cdot 10^7$
	F_3	м ² /с	$1,111 \cdot 10^6$
Поправки управления при $\Delta R_0 = 200$ м, $\Delta V_0 = 1$ м/с	$\Delta \vartheta$	-	0,166782
	$\Delta \dot{\vartheta}$	1/с	-0,012741
	$\Delta \ddot{\vartheta}$	1/с ²	0,0003762

Подставим сюда (4.13) и, проведя несложные преобразования, получим

$$\Delta \dot{V} = \dot{V}_3^{R_0} \cdot \Delta R_0 - \dot{V}_3^{V_0} \cdot \Delta V_0, \quad (4.14)$$

$$\Delta \dot{R} = \dot{R}_3^{R_0} \cdot \Delta R_0 - \dot{R}_3^{V_0} \cdot \Delta V_0,$$

где $\dot{V}_3^{R_0} = -\frac{1}{D_3} \cdot [(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot G_1 - (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})' \cdot G_2 - (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})' \cdot G_3],$

$$\dot{V}_3^{V_0} = -\frac{1}{D_3} \cdot [(\tilde{V}^{\dot{\theta}})' \cdot F_1 - (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})' \cdot F_2 - (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})' \cdot F_3], \quad (4.15)$$

$$\dot{R}_3^{R_0} = -\frac{1}{D_3} \cdot [(\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot G_1 - (\tilde{R}^{\ddot{\theta}})' \cdot G_2 - (\tilde{R}^{\ddot{\theta}})' \cdot G_3],$$

$$\dot{R}_3^{V_0} = -\frac{1}{D_3} \cdot [(\tilde{R}^{\dot{\theta}})' \cdot F_1 - (\tilde{R}^{\ddot{\theta}})' \cdot F_2 - (\tilde{R}^{\ddot{\theta}})' \cdot F_3].$$

Так как

$$(V^{\ddot{\theta}})' = \dot{V}^{\ddot{\theta}}, \quad (V^{\dot{\theta}})' = \dot{V}^{\dot{\theta}}, \quad (V^{\theta})' = \dot{V}^{\theta},$$

$$(R^{\ddot{\theta}})' = \dot{V}^{\ddot{\theta}}, \quad (R^{\dot{\theta}})' = \dot{V}^{\dot{\theta}}, \quad (R^{\theta})' = \dot{V}^{\theta},$$

то с учетом этого найдем

$$\dot{V}_3^{R_0} = 0, \quad \dot{V}_3^{V_0} = 0, \quad \dot{R}_3^{R_0} = 0, \quad \dot{R}_3^{V_0} = -1.$$

Таким образом, введение дополнительного условия в терминальное управление (поправки по угловому ускорению изменения ориентации вектора тяги МД) обеспечивает в прогнозируемой точке отключения МД нулевые ускорения отработки невязки по радиальной скорости. При этом скорость изменения радиальной невязки на этот момент сохраняется такой же, как и в управлении без дополнительной корректирующей поправки.

Для линейного и нелинейного вариантов программ ориентации на рис. 4.7 и 4.8 представлены переходные процессы отработки невя-

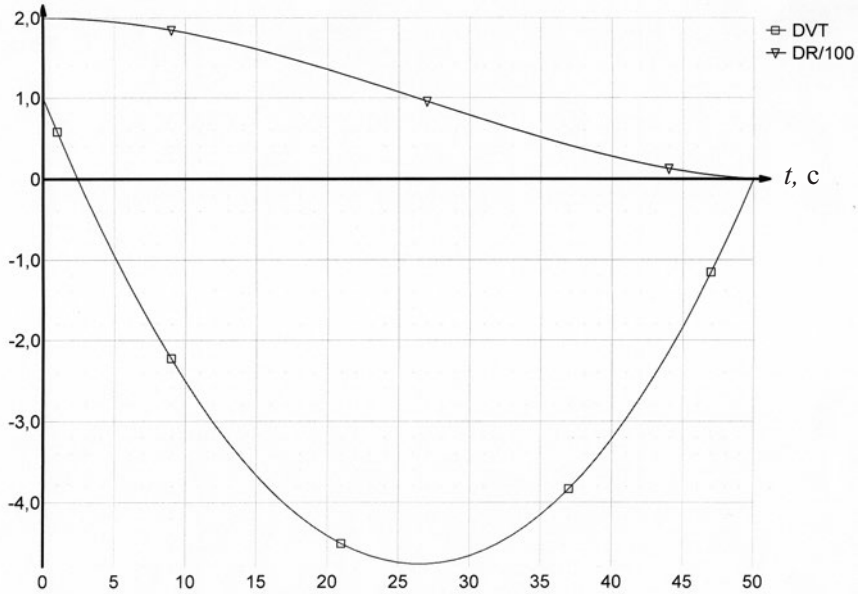


Рис. 4.7. Линейная программа ориентации

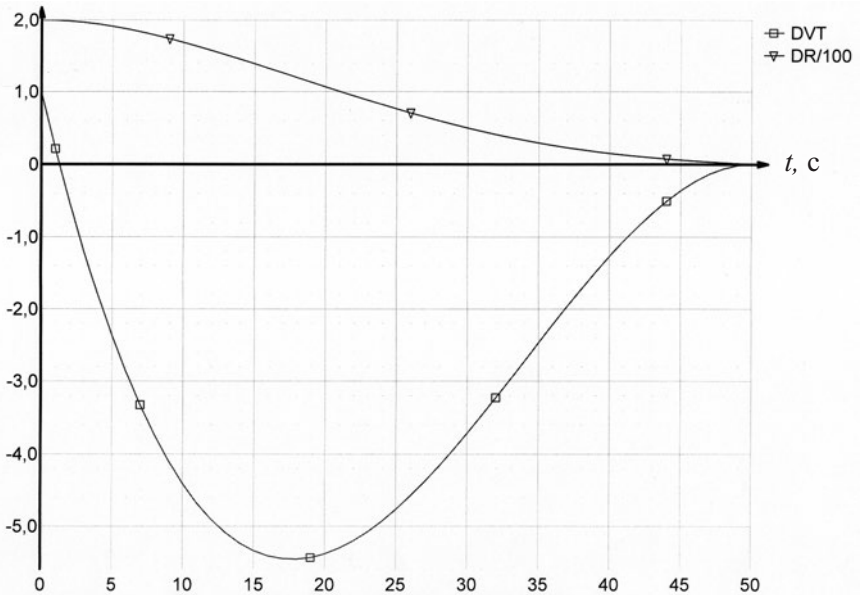


Рис. 4.8. Нелинейная программа ориентации

зок ΔV_0 , ΔR_0 для условий, соответствующих вышеприведенным таблицам и при $\Delta V_0 = 1$ м/с, $\Delta R_0 = 200$ м. На этих рисунках отклонениям по радиальной скорости (ΔV) и по радиусу (ΔR) соответствуют обозначения DV, DR. Характер этих процессов показывает преимущества нелинейной программы ориентации РБ при терминальном управлении.

Погрешность по радиальной скорости в прогнозируемый момент времени может быть представлена в виде

$$\Delta V_r = \Delta V + \Delta \dot{V} \cdot \Delta T_{\text{отс}} + \frac{\Delta \ddot{V} \cdot \Delta T_{\text{отс}}^2}{2}.$$

Применение терминального управления с использованием углового ускорения обеспечивает на этот момент $\Delta V = \Delta \dot{V} = 0$.

Вторая производная $\Delta \ddot{V}$ по отработке скоростной невязки в прогнозируемый момент «отсечки» МД определяется из (4.14), (4.15)

$$\Delta \ddot{V} = \dot{V}_3^{V_0} \cdot \Delta V_0 + \dot{V}_3^{R_0} \cdot \Delta R_0,$$

$$\text{где } \dot{V}_3^{V_0} = -\frac{1}{D_3} \cdot [-(\tilde{V}^{\dot{\theta}})'' \cdot F_1 + (\tilde{V}^{\dot{\theta}})'' \cdot F_2 + (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})'' \cdot F_3],$$

$$\dot{V}_3^{R_0} = -\frac{1}{D_3} \cdot [-(\tilde{V}^{\dot{\theta}})'' \cdot G_1 + (\tilde{V}^{\dot{\theta}})'' \cdot G_2 + (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})'' \cdot G_3],$$

$$(\tilde{V}^{\dot{\theta}})'' = \frac{J}{(\tau-t)^2}, \quad (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})'' = \frac{J \cdot \tau}{2(\tau-t)^2}, \quad (\tilde{V}^{\ddot{\theta}})'' = \frac{J \cdot (2\tau \cdot t - t^2)}{(\tau-t)^2}$$

определяются при $t = t_s$.

При данных, приведенных в табл. 4.1, 4.2, имеем $\dot{V}_3^{V_0} = 0,00742$ 1/с, $\dot{V}_3^{R_0} = -0,0002$ 1/с². При таких градиентах погрешность по эксцентриситету орбиты составляет $\Delta e = 5,3 \cdot 10^{-6}$, что примерно в 25 раз точнее, чем при применении линейной программы ориентации.

Отработка прогнозируемых отклонений

В терминальном управлении для коррекции параметров программ ориентации РБ используются значения расчетных функций чувствительности (РФЧ) – $V^{\dot{\delta}}$, $V^{\ddot{\delta}}$, $R^{\dot{\delta}}$, $R^{\ddot{\delta}}$, вывод которых дан в разделе 4.5. При определении РФЧ был принят ряд допущений и упрощений, и поэтому фактические функции чувствительности (ФФЧ) – $V_f^{\dot{\delta}}$, $V_f^{\ddot{\delta}}$, $R_f^{\dot{\delta}}$, $R_f^{\ddot{\delta}}$ отличаются от расчетных значений. Этот факт сказывается на характере процессов отработки невязок ΔV , ΔR .

Пусть по результатам прогноза определены значения начальных невязок ΔV , ΔR , соответствующих на рис. 4.9 точке A . Отработка этих невязок с вычисленными значениями поправок переводит точку A в начало координат по вектору AO . Такой результат возможен только в случае совпадения расчетных и фактических функций чувствительности. Фактическая отработка невязок при вычисленных поправках (4.6), (4.7) выполняется согласно уравнениям

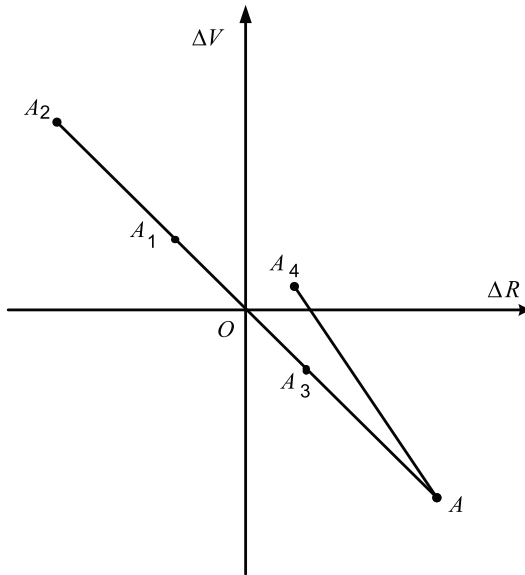


Рис. 4.9. Отработка прогнозируемых отклонений

$$\Delta R = R_f^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \vartheta + R_f^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta},$$

$$\Delta V = V_f^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \vartheta + V_f^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta}.$$

Соотношения между ФФЧ и РФЧ можно представить в виде

$$\begin{aligned} V_f^{\dot{\theta}} &= K_{fv}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}}, & V_f^{\dot{\theta}} &= K_{fv}^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}}, \\ R_f^{\dot{\theta}} &= K_{fr}^{\dot{\theta}} \cdot R^{\dot{\theta}}, & R_f^{\dot{\theta}} &= K_{fr}^{\dot{\theta}} \cdot R^{\dot{\theta}}. \end{aligned} \quad (4.16)$$

При $K_{fv}^{\dot{\theta}} = K_{fv}^{\dot{\theta}} = K_{fr}^{\dot{\theta}} = K_{fr}^{\dot{\theta}} = 1$ выполняется точная компенсация отклонений ΔV , ΔR . Если эти коэффициенты равны между собой и имеют значения больше единицы, то происходит перекомпенсация невязок по вектору AA_1 на рис. 4.9 (аналог управления с перерегулированием). При $K_{fv}^{\dot{\theta}} = K_{fv}^{\dot{\theta}} = K_{fr}^{\dot{\theta}} = K_{fr}^{\dot{\theta}} = 2$ отработка отклонений ΔV , ΔR приводит к образованию таких же по величине невязок с противоположным знаком (точка A_2), что соответствует границе устойчивости, а если эти коэффициенты больше двух, то процесс управления становится неустойчивым. Вариант управления с коэффициентами $K_{fv}^{\dot{\theta}} = K_{fv}^{\dot{\theta}} = K_{fr}^{\dot{\theta}} = K_{fr}^{\dot{\theta}} < 1$ дает неполную компенсацию отклонений и соответствует вектору AA_3 (апериодический характер процесса). Поэтому коэффициенты K_i в зависимостях (4.16) должны быть в пределах $0 < K_i < 2$, и при выборе способа определения РФЧ необходимо стремиться к тому, чтобы значения K_i были близки к единице.

Анализ соотношений ФФЧ и РФЧ показывает, что при $t_s \rightarrow 0$ их значения стремятся к нулю и чем меньше t_s , тем точнее совпадение этих функций. Наибольшее отличие ФФЧ и РФЧ имеет место в начале маневра. Так как реально все коэффициенты K_i не равны между собой, то в зависимости от их соотношений (для устойчивого случая) точка A на рис. 4.9 при отработке невязок ΔV , ΔR перемещается в точку A_4 , принадлежащую некоторой ограниченной области уменьшенных отклонений в окрестностях начала координат. Последующая компенсация измененных отклонений будет происходить на следующих тактах терминального управления по рассмотренным принципам.

В плоскости параметров ΔV , ΔR (рис. 4.10) можно выделить области (1) (2) (3) (4), границы между которыми соответствуют условиям $\Delta \vartheta = \Delta \dot{\vartheta} = 0$ и определяются из уравнений (4.6), (4.7) в виде прямых линий:

$$\Delta V = C_{\vartheta} \cdot \Delta R - \text{линия I } (\Delta \vartheta = 0); \quad (4.17)$$

$$\Delta V = C_{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta R - \text{линия II } (\Delta \dot{\vartheta} = 0), \quad (4.18)$$

где $C_{\vartheta} = \frac{V^{\vartheta}}{R^{\vartheta}};$ (4.19)

$$C_{\dot{\vartheta}} = \frac{V^{\dot{\vartheta}}}{R^{\dot{\vartheta}}}. \quad (4.20)$$

Знаки корректирующих поправок $\Delta \vartheta$, $\Delta \dot{\vartheta}$ зависят от расположения точки, определяемой значениями невязок ΔV , ΔR относительно линий I, II и для 4-х характерных областей представлены в таблице, где в скобках стрелками обозначено изменение угла тангажа (увеличение или уменьшение) от соответствующих поправок.

Таблица 4.3

Знаки корректирующих поправок

Область	Знак $\Delta \vartheta$	Знак $\Delta \dot{\vartheta}$
1	- ($\vartheta \uparrow$)	+ ($\vartheta \downarrow$)
2	- ($\vartheta \uparrow$)	+ ($\vartheta \downarrow$)
3	+ ($\vartheta \downarrow$)	- ($\vartheta \uparrow$)
4	+ ($\vartheta \downarrow$)	- ($\vartheta \uparrow$)

Значения коэффициентов C_{ϑ} , $C_{\dot{\vartheta}}$ возрастают по мере приближения к концу маневра, и соответственно увеличивается наклон линий I, II.

В каждой системе управления, исходя из предъявляемых требований и условий ее функционирования, на управляющие воздействия

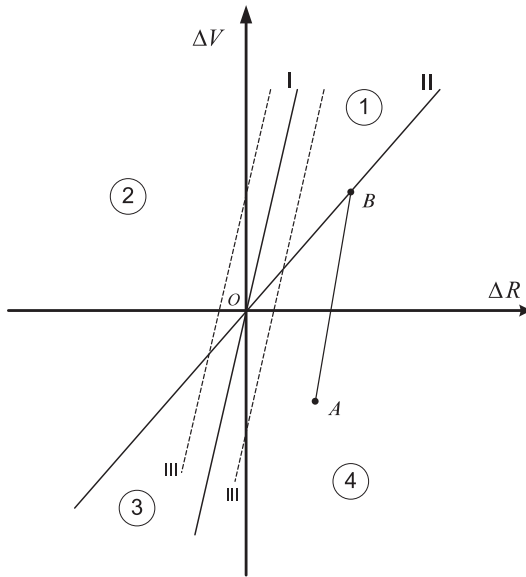


Рис. 4.10. Линии нулевых поправок

накладываются определенные ограничения. В терминальном управлении процессом наведения РБ на заданную орбиту ограничиваются поправки по углам тангажа и рыскания величинами $\Delta \bar{\vartheta}$, $\Delta \bar{\psi}$. Практика показывает, что поправки по угловым скоростям малы.

С учетом этого при условиях, приводящих к ограничению угловой поправки, начальные невязки ΔV_0 , ΔR_0 за один такт терминального управления изменятся на величины ΔV_c , ΔR_c :

$$\Delta V_c = V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta} + V^{\dot{\psi}} \cdot \Delta \dot{\vartheta}; \quad (4.21)$$

$$\Delta R_c = R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta} + R^{\dot{\psi}} \cdot \Delta \dot{\vartheta}, \quad (4.22)$$

и новые значения невязок ΔV_H , ΔR_H будут равны

$$\Delta V_H = \Delta V_0 - \Delta V_c, \quad \Delta R_H = \Delta R_0 - \Delta R_c.$$

С учетом (4.7) последние уравнения принимают вид

$$\Delta V_H = \Delta V_0 - V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta} - V^{\dot{\psi}} \cdot (-F_V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta R_0 + F_R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta V_0); \quad (4.23)$$

$$\Delta R_H = \Delta R_0 - R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \bar{\theta} - R^{\dot{\theta}} \cdot (-F_V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta R_0 + F_R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta V_0). \quad (4.24)$$

Новые поправки, определенные по значениям ΔV_H , ΔR_H в предположении, что функции чувствительности не изменились, будут иметь вид

$$\Delta \vartheta = F_V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta R_H - F_R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta V_H; \quad (4.25)$$

$$\Delta \dot{\vartheta} = -F_V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta R_H - F_R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta V_H. \quad (4.26)$$

Если $|\Delta \vartheta| > \Delta \bar{\vartheta}$, то поправка по углу сохраняется на прежнем уровне $\Delta \bar{\vartheta}$. Подставляя в (4.26) значения (4.23), (4.24), получим

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\vartheta} = & -F_V^{\dot{\theta}} \cdot (\Delta R_0 - R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta}) + F_V^{\dot{\theta}} \cdot (-F_V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta R_0 + F_R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta V_0) \cdot R^{\dot{\theta}} + \\ & + F_R^{\dot{\theta}} \cdot (\Delta V_0 - V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta}) - F_R^{\dot{\theta}} \cdot (-F_V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta R_0 + F_R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta V_0) \cdot V^{\dot{\theta}}. \end{aligned} \quad (4.27)$$

Учитывая, что $F_V^{\dot{\theta}} = \frac{V^{\dot{\theta}}}{D_2}$, $F_R^{\dot{\theta}} = \frac{R^{\dot{\theta}}}{D_2}$, $F_V^{\dot{\theta}} = \frac{V^{\dot{\theta}}}{D_2}$, $F_R^{\dot{\theta}} = \frac{R^{\dot{\theta}}}{D_2}$ и

$$D_2 = R^{\dot{\theta}} \cdot V^{\dot{\theta}} - V^{\dot{\theta}} \cdot R^{\dot{\theta}}$$

(см. раздел 4.5) из (4.2) получаем $\Delta \dot{\vartheta} = 0$.

Таким образом, при повторном прогнозе, выполненном с учетом поправок по управляющим воздействиям, определенным по результатам первого прогноза, начальная точка A (см. рис. 4.10) с невязками ΔV_0 , ΔR_0 перемещается в точку B с параметрами ΔV_H , ΔR_H . Вычисленная по этим невязкам корректирующая поправка по угловой скорости $\Delta \dot{\vartheta} = 0$, что свидетельствует о том, что точка с параметрами ΔV_H , ΔR_H находится на линии II.

Перемещение начальной точки A в точку B выполняется вдоль осей ΔV , ΔR на величины смещений ΔV_c , ΔR_c .

Если $V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} \gg V^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta}$, $R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \dot{\vartheta} \gg R^{\dot{\theta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta}$, то

$$\frac{\Delta V_c}{\Delta R_c} = \frac{V^{\dot{\theta}}}{R^{\dot{\theta}}} = C_{\dot{\vartheta}},$$

то есть смещение начальной точки A на фазовой плоскости в точку B на линии II при этих условиях происходит параллельно линии I. На следующих тактах управления, если бы выполнялось условие $\Delta \dot{\vartheta} = 0$, то сохранялось бы соотношение

$$\frac{\Delta V_c}{\Delta R_c} = \frac{V^{\vartheta}}{R^{\vartheta}} = C_{\vartheta},$$

что соответствует перемещению вдоль линии II.

При наличии ограничения по поправке $\Delta \bar{\vartheta}$ в плоскости параметров ΔV , ΔR на рис. 4.10 можно провести граничную линию III, параллельную линии I и определяющую коридор условий, внутри которого поправка $\Delta \vartheta$ по модулю меньше ограничения $\Delta \bar{\vartheta}$. Уравнение линии III определяется из уравнения (4.6) при $\Delta \vartheta = \Delta \bar{\vartheta}$ и имеет вид

$$\Delta V = \frac{V^{\vartheta}}{R^{\vartheta}} \cdot \left(\Delta R \pm \frac{\Delta \bar{\vartheta} \cdot D_2}{V^{\vartheta}} \right) \text{ или } \Delta V = C_{\vartheta} \cdot (\Delta R \pm R_{z\vartheta}),$$

где $R_{z\vartheta}$ – величина смещения линии III относительно линии I в направлении оси ΔR ,

$$R_{z\vartheta} = \frac{\Delta \bar{\vartheta} \cdot D_2}{V^{\vartheta}}. \quad (4.28)$$

Итак, при начальных невязках ΔV_0 , ΔR_0 , требующих большей корректирующей поправки по тангажу, чем принятая величина ее ограничения, на фазовой плоскости начальная точка перемещается на линию II в направлении, зависящем от начальных условий (см. рис. 4.10). Движение по линии II к началу координат за каждый такт вычисления поправок выполняется со смещением вдоль оси ΔR на величину $R_{z\vartheta}$. При приближении к концу маневра величина смещения $R_{z\vartheta}$ стремится к нулю.

Для устойчивого процесса отработки невязки $\Delta V > 0$ величина ее изменения за один такт терминального управления должна удовлетворять условию $\Delta V_c > 0$, а границу устойчивого процесса определяет

предельное значение отклонения $\Delta V_{\text{пр}}$, при котором $\Delta V_C=0$. Эта величина находится из (4.21):

$$\Delta V_{\text{пр}} = C_{\dot{j}} \cdot (\Delta R - R_{z\theta})$$

и определяет соотношение между невязками ΔV и ΔR для границы устойчивых процессов. Если при текущих значениях ΔV и ΔR выполняется условие $\Delta V > \Delta V_{\text{пр}}$, то процесс отработки невязок устойчив.

На рис. 4.11 в плоскости параметров ΔV , ΔR показаны траектории движения точки, характеризующей изменение невязок при их начальных значениях $\Delta V = 10$ м/с, $\Delta R = 4500$ м (неустойчивый процесс с началом в точке A) и $\Delta V = 10$ м/с, $\Delta R = 4000$ м (устойчивый процесс с началом в точке C) для маневра длительностью 150 секунд с параметром $\tau = 800$ с. Лучи на рис. 4.11 соответствуют изменению положения линии Π .

Расчет корректирующих поправок к управляющим воздействиям из условия полной отработки невязок, а затем использования в управ-

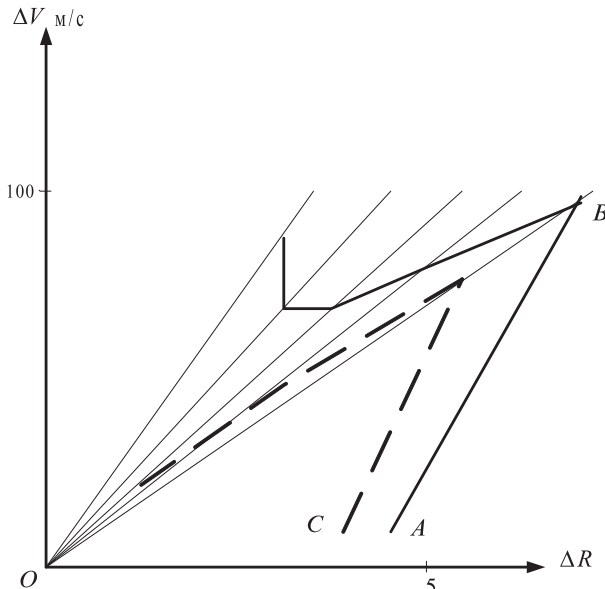


Рис. 4.11. Траектории устойчивого и неустойчивого процессов

лении ограниченных значений корректирующих поправок по тангажу и рысканию приводит при рассматриваемых условиях к увеличению первичных значений невязок. Переходные процессы такого вида неприемлемы для маневров малой продолжительности, так как они могут не закончиться к концу маневра. Кроме того, устойчивость процесса управления зависит от начальных условий. Такие обстоятельства могут возникнуть при начальных значениях невязок, соответствующих областям 2 и 4 на рис. 4.10. При сочетании начальных условий, соответствующих областям 2 и 3, их отработка выполняется за один-два такта терминального управления.

Пропорциональная отработка отклонений (режим PR)

Для предотвращения указанных выше негативных явлений при ограниченных поправках по углам тангажа и рыскания поправки по угловым скоростям этих углов должны быть увязаны с величиной вводимых ограничений по угловым поправкам, и при этом должно обеспечиваться постоянное уменьшение невязок в процессе их отработки. Для этой цели используется пропорциональное изменение корректирующих поправок, при котором вычисленное значение корректирующей поправки по угловой скорости $\Delta \dot{\vartheta}$ уменьшается пропорционально изменению вычисленной угловой поправки $\Delta \vartheta$ после ее ограничения на уровне $\Delta \bar{\vartheta}$, и для управления принимается поправка по угловой скорости $\Delta \tilde{\vartheta}$, равная

$$\Delta \tilde{\vartheta} = \Delta \dot{\vartheta} \cdot \Delta \bar{\vartheta} / \Delta \vartheta. \quad (4.29)$$

Такой способ формирования поправок при ограниченной угловой поправке далее будет называться «режим PR» (пропорциональный). При этих условиях за один такт терминального управления изменение ΔV_C , ΔR_C невязок ΔV , ΔR может быть записано в виде

$$\Delta V_C = V^{\vartheta} \cdot \Delta \bar{\vartheta} + V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \tilde{\vartheta},$$

$$\Delta R_C = R^{\vartheta} \cdot \Delta \bar{\vartheta} + R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \tilde{\vartheta}.$$

После подстановки в эти формулы соотношения (4.29) имеем:

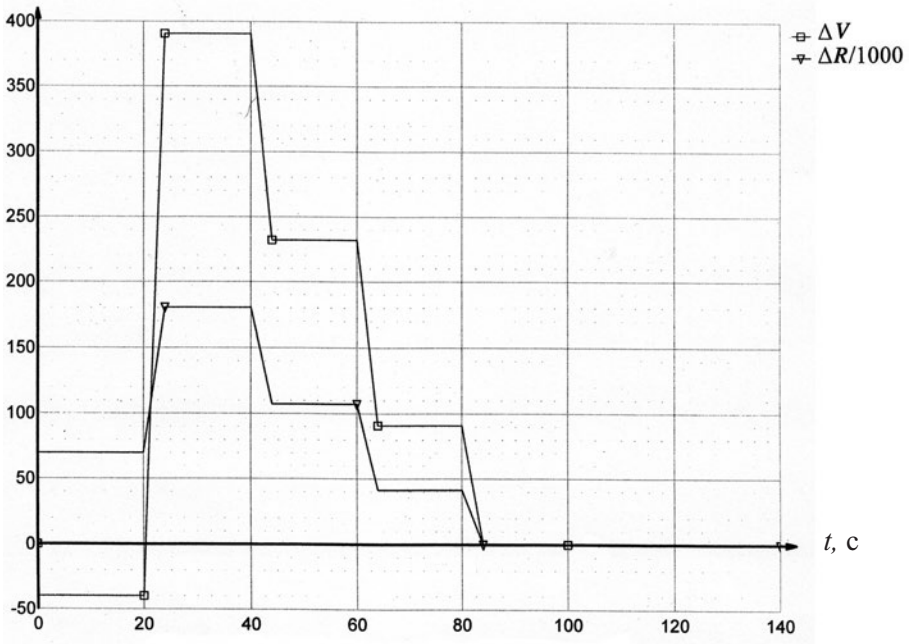


Рис. 4.12. Линейная программа с ограничением по $\Delta\vartheta$

$$\Delta V_C = (V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta\vartheta + V^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta\dot{\vartheta}) \cdot \Delta\bar{\vartheta} / \Delta\vartheta,$$

$$\Delta R_C = (R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta\vartheta + R^{\ddot{\vartheta}} \cdot \Delta\dot{\vartheta}) \cdot \Delta\bar{\vartheta} / \Delta\vartheta.$$

В последних соотношениях скобки соответствуют значениям ΔV , ΔR , для которых определены неограниченные значения поправок $\Delta\vartheta$, $\Delta\dot{\vartheta}$.

Поэтому

$$\Delta V_C = \Delta V \cdot \Delta\bar{\vartheta} / \Delta\vartheta, \quad \Delta R_C = \Delta R \cdot \Delta\bar{\vartheta} / \Delta\vartheta,$$

$$\Delta V_C / \Delta V = \Delta\bar{\vartheta} / \Delta\vartheta, \quad \Delta R_C / \Delta R = \Delta\bar{\vartheta} / \Delta\vartheta.$$

Таким образом, изменение невязок за один такт выполняется пропорционально выполненному изменению угловой поправки за счет ее ограничения и, кроме того, выполняются пропорции

$$\Delta V_C / \Delta R_C = \Delta V / \Delta R. \quad (4.30)$$

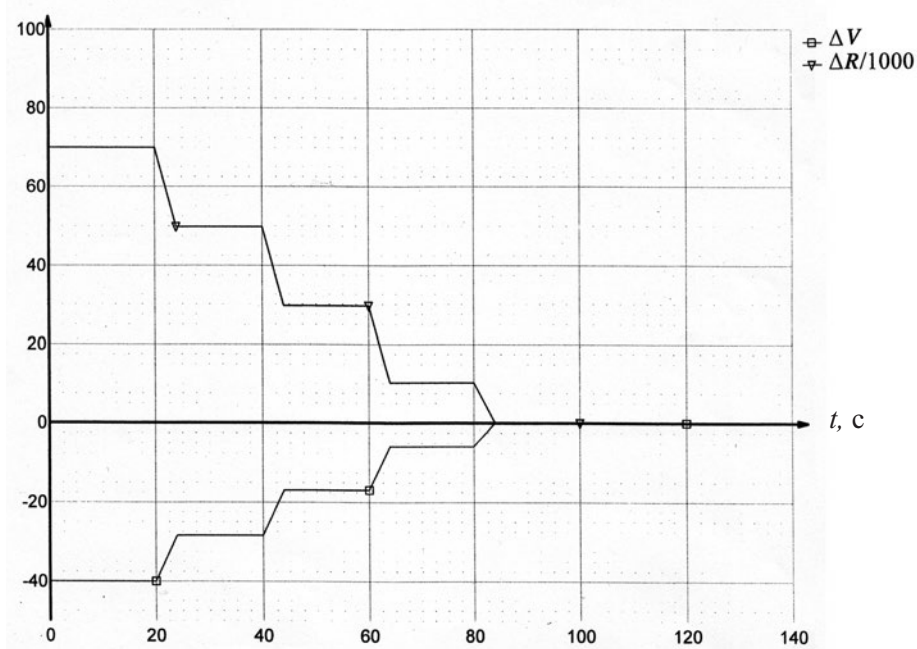


Рис. 4.13. Линейная программа ориентации. Режим PR

Если из точки с координатами ΔV , ΔR провести вектор в начало координат, то изменение невязок, как это следует из (4.30), идет по направлению этого вектора.

Для иллюстрации эффективности использования пропорционального изменения поправок управления на рис. 4.12, 4.13 приведены переходные процессы отработки начальных невязок $\Delta V = -40$ м/с, $\Delta R = 70$ км при ограничении только угловой поправки $\Delta \vartheta$ (рис. 4.12) и при коррекции поправок в режиме PR (рис. 4.13) на маневре длительностью 1000 с при $\tau = 2650$ с.

Приоритетная отработка скоростных отклонений (режим NV)

Недостатком способа пропорционального изменения поправок управления является растягивание процесса обнуления погрешностей ΔV и ΔR . Для коротких маневров, в которых терминальное управление

успевают сделать ограниченное количество тактов, это обстоятельство может существенным образом сказаться на точности формируемой орбиты. Погрешности формирования орбиты определяются в первую очередь величинами скоростных отклонений, и поэтому управление наведением РБ на заданную орбиту должно строиться с приоритетной обработкой скоростных отклонений ΔV .

С этой целью при ограниченной угловой поправке $\Delta \vartheta$ на каждом такте терминального управления решается задача по приведению невязки по скорости к нулевому значению $\Delta V=0$ [15]. Далее такой способ управления называется режим NV.

Из (4.21) при $\Delta V_C = \Delta V_0$ получим

$$\Delta \dot{\vartheta} = (\Delta V_0 - V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta}) / V^{\dot{\vartheta}}$$

и с учетом этого

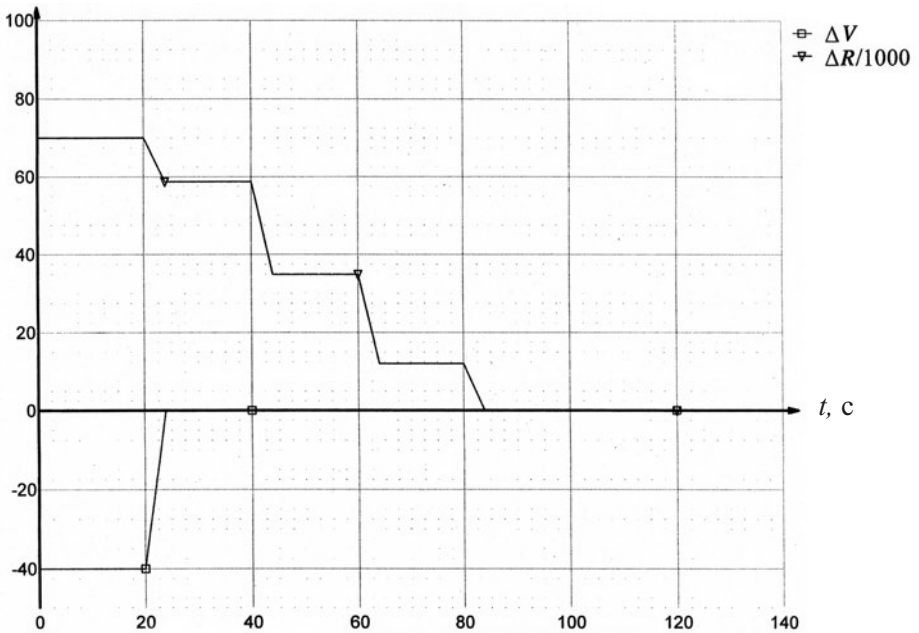


Рис. 4.14. Линейная программа ориентации. Режим NV

$$\Delta R_C = R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta} + R^{\dot{\vartheta}} \cdot (\Delta V_0 - V^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta \bar{\vartheta}) / V^{\dot{\vartheta}}$$

или $\Delta R_C = D_2 \cdot \Delta \bar{\vartheta} / V^{\dot{\vartheta}} + R^{\dot{\vartheta}} \cdot \Delta V_0 / V^{\dot{\vartheta}}$.

Используя (4.19), (4.28) запишем последнее уравнение в виде

$$\Delta R_C = R_{z\dot{\vartheta}} + \Delta V_0 / C_{\dot{\vartheta}}.$$

Из этого соотношения следует, что смещение ΔR_C принимает значения (при $\Delta \bar{\vartheta} > 0$):

$$\Delta R_C > 0 \text{ при } \Delta V_0 > -R_{z\dot{\vartheta}} \cdot C_{\dot{\vartheta}},$$

$$\Delta R_C = 0 \text{ при } \Delta V_0 = -R_{z\dot{\vartheta}} \cdot C_{\dot{\vartheta}},$$

$$\Delta R_C < 0 \text{ при } \Delta V_0 < -R_{z\dot{\vartheta}} \cdot C_{\dot{\vartheta}}.$$

На последующих тактах терминального управления смещение ΔR_C будет равным $R_{z\dot{\vartheta}}$.

На рис. 4.14 представлен переходной процесс отработки невязок в режиме NV с начальными условиями, принятыми для процессов на рис. 4.12, 4.13. Сравнение этих вариантов показывает преимущества режима NV.

5. УПРАВЛЕНИЕ РАЗВОРОТАМИ РАЗГОННОГО БЛОКА

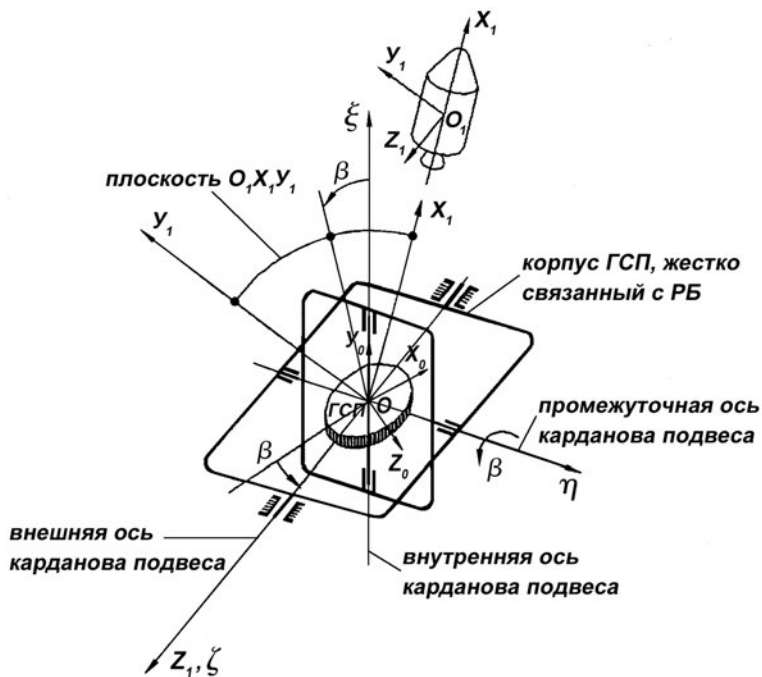
Управление программными разворотами разгонного блока обеспечивается с помощью системы задания разворотов (СЗР). СЗР является составной частью системы управления РБ «Бриз-М», работает на пассивных участках полета и выполняет следующие функции:

- диспетчирование динамических операций на пассивных участках полета согласно заданной в полетном задании (ПЗ) циклограмме;
- формирование команд управления для системы стабилизации и ориентации (ССО), обработка которых обеспечивает требуемое изменение ориентации РБ в пространстве (достижение целевой ориентации, слежение за изменяющимся целеуказанием).

Целесообразность выделения СЗР в составе СУ РБ, а также основные положения построения СЗР в части задач управления ориентацией определяются, прежде всего, конструктивными особенностями используемого в составе СУ РБ прецизионного комплекса командных приборов (ККП) с гиросtabilизированной платформой (ГСП) и типом используемых исполнительных органов переориентации – газодинамических двигателей импульсного действия, установленных по связанным осям РБ.

Гиросtabilизированная платформа указанного ККП с точностью до систематического дрейфа сохраняет исходную ориентацию в пространстве, реализованную на момент старта ракеты-носителя. При этом трехосный карданов подвес ГСП обеспечивает неограниченные повороты вокруг внутренней и внешней осей, а угол поворота вокруг промежуточной оси ограничен механическими упорами в диапазоне ± 45 град.

ККП устанавливается на РБ таким образом (рис. 5.1), что внешняя ось карданова подвеса ГСП параллельна поперечной оси (O_1Z_1) связанной системы координат (ССК) разгонного блока. С учетом жесткой связи корпуса РБ и внешней оси карданова подвеса ГСП исходное ограничение по углу поворота вокруг промежуточной оси карданова



- $O\eta\xi\zeta$ – оси карданова подвеса;
- $Ox_0y_0z_0$ – платформенная система координат («инерциальная» ПСК);
- $O_1x_1y_1z_1$ – связанная с РБ система координат (ССК);
- β – угол карданова подвеса вокруг промежуточной оси.

Рис. 5.1. Схема установки комплекса командных приборов в корпусе РБ

подвеса трансформируется в ограничение на ориентацию РБ относительно ГСП: ось O_1Z_1 РБ не может находиться в двухстороннем конусе, ось симметрии которого параллельна оси OY_0 ГСП, совпадающей с внутренней осью карданова подвеса, а образующие составляют с осью конуса угол $\beta_k = 45 + \delta\beta$ град, где $\delta\beta$ – запас на «нескладывание» рамок ГСП.

Очевидно, что указанное ограничение в свою очередь определяет ограничение на положение плоскости $O_1X_1Y_1$ ССК разгонного блока относительно оси OY_0 ГСП: угол между плоскостью $O_1X_1Y_1$ и осью OY_0 не может превышать $45+\delta\beta$.

В связи с отмеченными ограничениями необходимо, чтобы, во-первых, задаваемые в ПЗ или рассчитываемые на борту в ходе полета ориентации РБ были допустимыми по величине межрамочного угла ГСП, а, во-вторых, переходы от одной ориентации к другой производились с выдерживанием указанного ограничения (т.е. без «складывания» рамок).

Используемые в качестве исполнительных органов переориентации РБ газодинамические двигатели импульсного действия характеризуются, как правило, большим разбросом динамических характеристик развиваемой тяги как между разными двигателями одного РБ, так и одного и того же двигателя в разные моменты времени, что значительно затрудняет реализацию координированного пространственного разворота РБ.

Таким образом, достижение целевой ориентации РБ «Бриз-М» посредством переориентации кратчайшим пространственным разворотом не всегда допустимо и/или целесообразно. Поэтому центральной задачей СЗР является выработка структуры разворота для достижения целевой ориентации.

Для обеспечения надежного предотвращения ситуации «складывания» рамок ГСП в полете в условиях использования в качестве исполнительных органов газодинамических двигателей, установленных по связанным осям РБ, при проектировании системы задания разворотов реализован следующий подход:

- предусмотренная полетным заданием целевая ориентация должна быть исходно допустима, т.е. не должна нарушать ограничение по межрамочному углу гиросtabilизированной платформы;

- пространственные развороты разгонного блока реализуются как последовательность допустимых (не нарушающих ограничения по

межрамочному углу ГСП) частных одноосных «плоских» разворотов вокруг осей связанной системы координат РБ;

– первый частный разворот выполняется для скорейшего устранения исходного (если таковое имеется) отклонения по межрамочному углу (до выполнения $OZ_1 \pm OY_0$).

Кроме того, суммарная длительность вырабатываемой системой задания разворотов последовательности частных разворотов, реализующей заданную в полетном задании целевую ориентацию, не должна превышать заданный в ПЗ соответствующий интервал времени (который, в свою очередь, должен быть реализуемым с учетом принятой структуры управления и наихудших сочетаний разбросов характеристик объекта управления и исполнительных органов).

5.1. Основные положения формирования программы перехода в фиксированную целевую ориентацию

Структура решения задачи переориентации является следствием применения критерия минимизации отклонения межрамочного угла от номинального значения на множестве одноосных разворотов.

В соответствии с типовой циклограммой полета целевая ориентация РБ на пассивных участках определяется либо заданным (или вычисляемым) ортом нацеливания целевой оси РБ, заданной в ССК, – одноосное целеуказание (при этом целевая ориентация в целом однозначно не определена), либо заданной (или вычисляемой) матрицей целевой ориентации – матричное целеуказание.

В случае одноосного способа целеуказания в рамках общего подхода алгоритмы системы задания разворотов реализуют два методически различных способа расчета искомой последовательности частных разворотов и, соответственно, два структурно различных решения. Определяющим фактором задействия той или иной структуры является возможность или невозможность обеспечения перпендикулярности осей OZ_1 РБ и OY_0 ГСП (т.е. нулевого отклонения

межрамочного угла от номинального значения ± 90 град) в итоговой ориентации. Необходимым условием итоговой неперпендикулярности указанных осей является наличие ненулевой проекции целевой оси РБ на боковую ось. Число частных разворотов при одноосном целеуказании составляет 4 или 2 (в вырожденном случае); второй и четвертый развороты всегда осуществляются относительно боковой оси.

В случае матричного задания целевой ориентации структура последовательности частных разворотов отличается от одноосного случая только наличием дополнительного последнего разворота относительно продольной либо вертикальной осей, заданная ориентация которых соответствует целевой матрице. Следовательно, число разворотов в этом случае составляет три или пять, и номинальная ось второго и четвертого разворотов – боковая.

Во всех случаях формирование искомой программы переориентации осуществляется на основе перебора вполне определенного числа аналитически рассчитываемых вариантов указанной структуры и выбора наилучшего из них по критерию минимума взвешенной суммы модулей номинальных углов разворота, исключая первый. Первый разворот определяется по минимуму взвешенного модуля угла разворота вокруг продольной или вертикальной осей, обеспечивающего восстановление взаимной перпендикулярности осей OZ_1 и OY_0 . Используемые при этом весовые коэффициенты обратно пропорциональны располагаемым гарантированным угловым ускорениям по связанным осям РБ и зависят от номера пассивного участка (в соответствии с изменением инерционно-массовых характеристик РБ по мере выработки топлива на активных участках).

Определенная таким образом программа переориентации обеспечивает последовательность заданных ориентаций, переводящих РБ из любой начальной ориентации в целевую посредством номинально одноосных разворотов относительно связанных осей. При этом угол между осями OZ_1 и OY_0 , выполнение ограничения $\pm 90 \pm 45^\circ$ на

который обеспечивает работоспособность ККП, номинально должен изменяться следующим образом:

– в случае одноосного нацеливания и принадлежности целевой оси РБ плоскости X_1OY_1 – $\pm 90^\circ$;

– в случае одноосного нацеливания и общего положения целевой оси – $\pm 90^\circ$ на всех разворотах, либо, в зависимости от взаимной ориентации орта заданного нацеливания и оси OY_0 , на всех, кроме двух последних, на которых обеспечивается минимально возможное отклонение от номинала (если это отклонение превышает установленный допуск $\pm 30^\circ$, то предварительно заданное нацеливание корректируется на минимальный угол, обеспечивающий выполнение ограничения);

– в случае матричного целеуказания – $\pm 90^\circ$ на всех разворотах, кроме, в зависимости от целевой матрицы, последнего.

Реализация программы переориентации осуществляется путем развертывания во времени сформированной последовательности частных заданных ориентаций и ее отработки системой стабилизации и ориентации за заданное для каждого частного разворота время. Это время рассчитывается соответствующим алгоритмом системы задания разворотов на основе расчетных значений частных углов разворота, заложенной в ПЗ информации об отведенном на режим в целом времени и располагаемых угловых ускорениях по соответствующим связанным осям. При этом вначале рассчитываются минимальные и максимальные длительности частных разворотов с учетом принятых, соответственно максимальной и минимальной, угловых скоростей. Если сумма минимальных длительностей превышает отведенное на режим общее время, то заданное для каждого частного разворота время принимается равным соответствующему минимальному. В обратном случае частные длительности увеличиваются, но не более чем до максимальных значений.

В связи с тем, что плоский разворот является основой для изменения ориентации РБ, ниже рассматривается задача управления раз-

воротом с учетом ограничения на максимальную скорость в условиях больших разбросов динамических параметров и отказов управляющих двигателей. В качестве критерия при синтезе закона управления принято обеспечение высокой степени сходимости реальных процессов разворота к идеальным расчетным. Для реализации поставленной задачи традиционный закон управления по углу и угловой скорости дополняется введением функционального параметра по рассогласованию, значение которого является функцией априорно известного минимально гарантированного углового ускорения, сообщаемого двигателями объекту, и начального обрабатываемого угла.

5.2. Постановка задачи

Рассматриваются следующие условия для формирования режимов разворотов разгонного блока и структурно-динамического синтеза системы задания разворота:

- последовательная отработка углов разворота в пределах до 180° , что позволяет рассмотреть автономно каналы управления по курсу, крену и тангажу;

- наличие ограничения на максимально допустимую скорость разворота $\omega = \omega_{m \text{ доп}}$;

- развороты КА осуществляются за счет включения реактивных двигателей малой тяги (ДМТ);

- учет допусков на динамические характеристики и параметры КА и ДМТ, а также отказов ДМТ, влияние газодинамических моментов и других факторов, в целом определяющих разброс ускорения.

Основная задача заключается в разработке принципа управления и математического аппарата СЗР, обеспечивающих идеальные процессы разворота при отсутствии возмущений, а в условиях разбросов и хорошую сходимость к идеальным процессам. В свою очередь, на основе этого критерия формируются количественные оценки параметров движения: время разворота и расход топлива ДМТ.

5.3. Метод решения поставленной задачи

Теоретические положения рассматриваемого принципа управления изложены в работах [3, 18]. Математическое описание движения РБ относительно какой-либо связанной оси имеет вид

$$\begin{aligned} d\varphi/dt &= \omega, \\ d\omega/dt &= \varepsilon = 57,3 \text{ (M/J)}, \end{aligned} \quad (5.1)$$

где φ , ω – текущие координаты по углу (град) и угловой скорости (град/с), ε – угловое ускорение (град/с²), реализуемое от ДМТ;

J – момент инерции, кг·м²;

$M = P_{\text{дв}} L_{\text{дв}}$ – момент силы тяги ДМТ, Н·м;

$P_{\text{дв}}$ – сила тяги, Н;

$L_{\text{дв}}$ – плечо вектора силы тяги ДМТ относительно центра масс РБ, м;

t – время, с.

Для построения системы (контура) управления и с целью обеспечения $\omega \leq \omega_{m\text{доп}}$ в качестве сигналов обратных связей используются значения φ и ω . При этом для ограничения скорости введено нелинейное звено с ограничением (насыщением) F_m по рассогласованию, определяемым из

$$F_m k_\varphi = k_\omega \omega_m, \quad (5.2)$$

где k_φ , k_ω – передаточные коэффициенты; ω_m – максимальная угловая скорость.

Таким образом, базовый сигнал закона управления формируется в виде

$$U_\delta = F(\Delta\varphi) \cdot k_\varphi - k_\omega \omega; \quad (5.3)$$

где $\Delta\varphi = \varphi_{\text{зад}} - \varphi$; (5.4)

$\varphi_{\text{зад}}$ – сигнал задающего воздействия;

$$F(\Delta\varphi) = \begin{cases} \Delta\varphi & \text{при } |\Delta\varphi| \leq F_m, \\ F_m \operatorname{sign}(\Delta\varphi) & \text{при } |\Delta\varphi| > F_m. \end{cases} \quad (5.5)$$

Сигнал управления σ_0 на включение ДМТ формируется на основе базового сигнала согласно (5.3)...(5.5) по релейному закону:

$$\sigma_0 = \begin{cases} \varepsilon_\delta \operatorname{sign} U_\delta & \text{при } U_\delta \geq \rho_0, \\ 0 & \text{при } U_\delta < \rho_0, \end{cases} \quad (5.6)$$

где ρ_0 – зона нечувствительности;

ε_δ – ускорение, реализуемое ДМТ РБ.

F_m выбирается в соответствии с (5.2):

$$F_m = \omega_m (k_\omega / k_\varphi) \quad (5.7)$$

и обеспечивает в режиме разворота $\omega = \omega_m$.

Передаточные числа k_φ и k_ω и величина зоны нечувствительности ρ_0 для закона управления выбираются из условия устойчивости и отсутствия автоколебаний. Удовлетворение этим условиям составляет самостоятельную задачу динамического синтеза.

По сформированному закону управления производится обработка либо задающего воздействия $\varphi_{\text{зад}}$, либо ненулевого начального значения $\varphi_{0i} \neq 0$. Для дальнейшего изложения определим обработку $\varphi_{0i} \neq 0$.

Переходные процессы $\varphi(t)$, $\omega(t)$ в системе управления с учетом условия (5.7) при обеспечении указанных условий носят колебательно затухающий либо аperiодически затухающий характер. При этом процесс $\omega(t)$ будет идеальным: «трапецеидальным» или «треугольным» – только при строго определенном сочетании параметров. Поэтому можно также утверждать, что процессы движения в целом будут носить неупорядоченный характер при обработке различных значений углов в условиях существенных разбросов и отказов ДМТ. Действительно, пусть ε_δ и φ_{0i} таковы, что в системе обеспечивается выход на

значение угловой скорости ω_m . В этом случае процесс движения по угловой скорости может быть отнесен к одному из трех видов (рис. 5.2).

На рис. 5.2 кривая 1 соответствует идеальному процессу с корректным определением точки схода A_1 . С ограничения $\omega_m = \omega_{m\text{доп}}$ монотонно убывающий затянутый процесс (кривая 2) соответствует преждевременному сходу с предельной угловой скорости (точка A_2). Колебательный затянутый процесс реализуется при задержке (точка схода A_3).

Необходимо отметить, что процесс с колебательностью непременно влечет за собой увеличение расхода топлива.

Процессы по кривым 1 (рис. 5.2,а и 5.2,б) отражают три фазы движения:

- разгон с постоянным ускорением $\varepsilon = \text{const}$;
- движение с постоянной скоростью (рис. 5.2,а) $\omega_m = \omega_{m\text{доп}}$;
- торможение с постоянным замедлением $\varepsilon = \text{const}$.

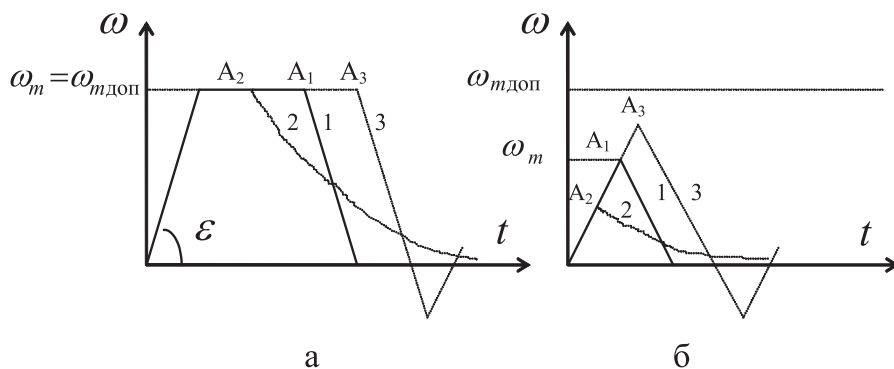


Рис. 5.2. Переходный процесс по угловой скорости:

а – с выходом на ограничение F_m ;

б – без выхода на ограничение F_m

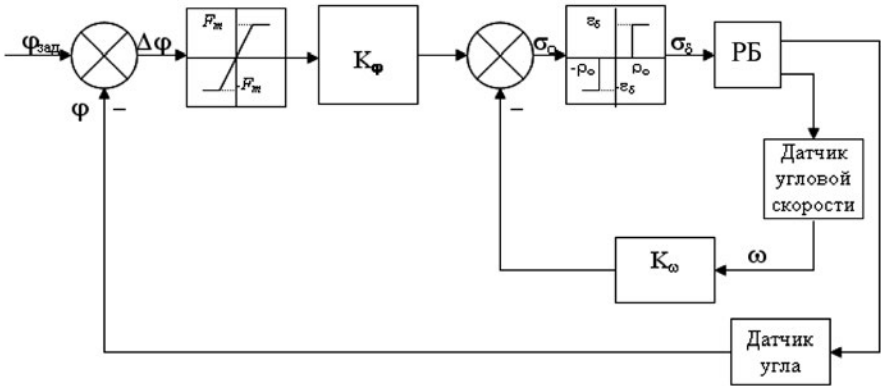


Рис. 5.3. Базовая структурная схема алгоритма управления с ограничением по максимально допустимой угловой скорости

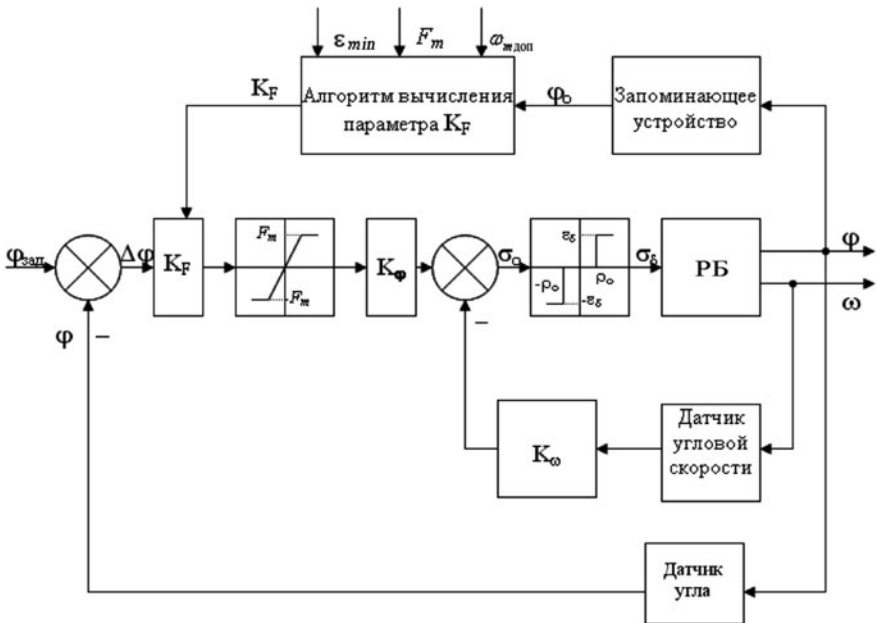


Рис. 5.4. Структурная схема алгоритма управления с оптимизацией процессов

Рассматриваемые процессы являются специфичной разновидностью переходных процессов замкнутой системы автоматического регулирования (САР), не носящие аperiodического или колебательного характера. Эти процессы доопределяют общие процессы движения в САР, сформированных на основе обратных связей, и могут быть отнесены к процессам, определенным как оптимальные.

Структурное формирование алгоритма с введением ограничения по максимально допустимой угловой скорости представлено на рис. 5.3.

Особенностью процесса 1 по рис. 5.2,а (трапецеидального) является достижение максимально допустимой скорости $\omega = \omega_{m \text{ доп}}$. В треугольном процессе 1 на рис. 5.2,б достигается требуемое максимальное значение угловой скорости $\omega = \omega_m \leq \omega_{m \text{ доп}}$.

Центральный момент рассматриваемого метода решения задачи в детерминированной постановке (при известном ускорении ε) – точная сходимость реального процесса к идеальному, а в условиях широкого разброса $\varepsilon \in [\varepsilon_{\min}; \varepsilon_{\max}]$ – достижение высокой степени приближения к идеальному. Во избежание перерасхода топлива выход за точку «схода» A_1 вправо не допускается, что позволяет исключить колебательность. Реализация этого условия обеспечивается введением дополнительного функционального параметра k_F – передаточного числа непосредственно по рассогласованию, то есть до звена с ограничением F_m , тождественно не равного единице и зависящего от ускорения ε и максимальной скорости ω_m :

$$k_F = 2\varepsilon F_m / \omega_m^2; \quad (5.8)$$

$$\text{где } \omega_m = \min\{\omega_{m \text{ доп}}, \omega_{mi}\}; \quad (5.9)$$

$$\omega_{mi}^2 = |\varphi_0 \varepsilon|. \quad (5.10)$$

Структурное формирование предлагаемого уточненного алгоритма на основе (5.8), (5.9), (5.10) с оптимизацией процессов по приближению к идеальным расчетным в условиях разбросов параметров и отказов ДМТ представлено на рис. 5.4.

5.4. Техническая реализация

Обеспечение отсутствия колебательности. Важное значение имеет численный выбор расчетного параметра k_F : $k_F < 2\varepsilon F_m / \omega_m^2$. В этом случае процесс после точки «схода» имеет монотонно убывающий характер с сопрягаемыми участками по угловой скорости при $\varepsilon = \varepsilon_i$ и $\varepsilon = 0$, где ε_i – текущее угловое ускорение. Это соответствует кривой 2 на рис. 5.2. Очевидно, что при $k_F < 2\varepsilon F_m / \omega_m^2$ расход топлива ДМТ не превосходит расхода для идеального процесса, соответствующего $k_F = 2\varepsilon F_m / \omega_m^2$.

Определим выбор величины k_F в условиях существенной неопределенности ускорения ε . Реально эта неопределенность обусловлена:

- допусками на инерционно-массовые характеристики собственно объекта;
- допусками на тяговые характеристики двигателей, задействованных для режимов разворотов;
- влиянием газодинамики при работе двигателей;
- отказами двигателей и др.

При этом априори можно рассчитать крайние возможные значения ускорений:

$$\inf \varepsilon = \varepsilon_{\min}, \quad \sup \varepsilon = \varepsilon_{\max}.$$

Реально также, хотя достаточно трудоемко и сложно, производить идентификацию точного текущего значения ускорения ε .

При выборе коэффициента k_F необходимо учитывать следующие условия:

- завершением переходного процесса является определенная величина ошибки $\Delta\varphi_{зт} \neq 0$;
- колебательные процессы недопустимы;
- монотонно затухающие процессы с $\varepsilon \neq \text{const}$ можно скорректировать отдельными специальными средствами, поэтому целесообразно проводить расчет k_F по (5.8), приняв $\varepsilon = \varepsilon_{\min}$.

Учитывая наличие собственной динамики контура, можно ввести эмпирическую поправку на параметр k_F с помощью множителя $k_{\text{попр}} = 0,95 \dots 1,05$. Такой выбор определяет характер процесса после «схода» как монотонно убывающий без выхода за точку A_1 по рис. 5.2 вправо. При этом расход топлива двигателей малой тяги не превосходит расчетных значений для идеального процесса.

Ограничение значения k_F . При отработке углов φ_0 с выходом на скорость $\omega = \omega_{m \text{ доп}}$ из (5.10) имеем

$$\omega_m = \sqrt{|\varphi_0 e|}.$$

Для этих случаев

$$k_F = 2\varepsilon F_m / \omega_m^2 = 2F_m / |\varphi_0|. \quad (5.11)$$

Как видно из (5.11), со снижением значения $|\varphi_0|$ гиперболически растет k_F , и поскольку именно для этих случаев (малых углов $|\varphi_0|$) скорость ω не достигает $\omega_{m \text{ доп}}$, то не работает и ограничение F_m , соответствующее $\omega_{m \text{ доп}}$. Следовательно, в цепи рассогласования растет сквозной передаточный коэффициент $k_{\text{скв}}$:

$$k_{\text{скв}} = k_F \cdot k_\varphi, \quad (5.12)$$

что может привести к возбуждению нелинейных автоколебаний в контуре и неустойчивости «в большом». Поэтому целесообразно ввести определенное ограничение на выбор значения k_F , то есть определить существование его верхней границы $\sup\{k_F\} k_{F \text{ max}}$, что не нарушит монотонно убывающего характера процесса.

5.5. Оптимизация времени разворота

Неотъемлемой частью оптимизации разворотов КА является минимизация расхода массы топлива m_T за счет допустимости определенного увеличения времени разворота $T_{\text{зад}}$. Аналитическое решение этой задачи может быть найдено следующим образом.

Исходное положение базируется на формировании максимальной скорости, определяемой либо $\omega_{m \text{ доп}}$ – для процессов трапецеидального вида по скорости при $|\varphi_0| > \varphi_{\text{кр}}$, либо $\omega_{mi} = \sqrt{\varepsilon_{\text{min}} |\varphi_0|}$ – для процессов треугольного вида по скорости при $|\varphi_0| \leq \varphi_{\text{кр}}$, где $\varphi_{\text{кр}} = \omega_{m \text{ доп}}^2 / \varepsilon_{\text{min}}$.

Запишем (5.9) в виде

$$\omega_m = \begin{cases} \omega_{m \text{ доп}}, & \text{при } |\varphi_0| > \varphi_{\text{кр}}, \\ \omega_{mi}, & \text{при } |\varphi_0| \leq \varphi_{\text{кр}}. \end{cases} \quad (5.13)$$

Введя в (5.9) в качестве степени уменьшения скорости коэффициент k_T как сомножитель для ω_m и ограничив снизу уменьшение скорости до величины ω_{min} , определяемое реальным минимальным значением угла по модулю $\varphi_{0\text{min}}$:

$$\omega_{\text{min}} = \varepsilon_{\text{min}} \cdot \varphi_{0\text{min}},$$

получим требуемое значение скорости ω_m , уменьшенное до $\omega_{\text{зад}}$:

$$\omega_{\text{зад}} = \begin{cases} k_T \omega_m, & \text{при } \omega_{\text{min}} \leq k_T \omega_m \leq \omega_{\text{max}}, \\ \omega_{\text{min}}, & \text{при } k_T \omega_m < \omega_{m \text{ доп}}. \end{cases} \quad (5.14)$$

Для разворотов трапецеидального вида с учетом коэффициента k_T время T_p составляет

$$T_p = k_T \omega_m / \varepsilon_{\text{min}} + |\varphi_0| / (k_T \omega_m). \quad (5.15)$$

Разрешая (5.15) относительно корректного значения k_T и принимая время в качестве его параметра $T_{\text{зад}}$, получим требуемое k_T :

$$k_T = \varepsilon_{\text{min}} T_{\text{зад}} / (2\omega_m) - \sqrt{[\varepsilon_{\text{min}} T_{\text{зад}} / (2\omega_m)]^2 - |\varphi_0| \varepsilon_{\text{min}} / \omega_m^2}. \quad (5.16)$$

При этом время $T_{\text{зад}}$ может меняться лишь в определенных пределах. Нижняя граница определяется минимальным располагаемым временем $T_{\text{расп min}}$, соответствующим идеальным процессам трапецеидального или треугольного вида:

$$T_{\text{расп min}} = \begin{cases} \omega_{m \text{ доп}}/\varepsilon_{\text{min}} + |\varphi_0|/\omega_{m \text{ доп}}, & \text{при } |\varphi_0| > \varphi_{\text{кр}}, \\ 2\sqrt{|\varphi_0|/\varepsilon_{\text{min}}}, & \text{при } |\varphi_0| \leq \varphi_{\text{кр}}. \end{cases} \quad (5.17)$$

Верхняя граница определяется практическими возможностями снижения скорости до уровня ω_{min} . Тогда максимально возможное располагаемое время определится по формуле

$$T_{\text{расп min}} = \omega_{\text{min}}/\varepsilon_{\text{min}} + |\varphi_0|/\omega_{\text{min}}. \quad (5.18)$$

Таким образом, реально задаваемое время разворота для конкретного угла φ_0 находится в пределах

$$T_{\text{зад}} = [T_{\text{расп min}}, T_{\text{расп max}}]. \quad (5.19)$$

Пример расчета.

Пусть заданы следующие значения параметров:

$$\begin{aligned} \omega_{m \text{ доп}} &= 1,5^\circ/\text{с}; \\ \varepsilon_{\text{min}} &= 0,03^\circ/\text{с}^2; & k_\omega &= 8,0; & \varphi_{01} &= 180^\circ; \\ \varepsilon_{\text{max}} &= 0,2^\circ/\text{с}^2; & k_\varphi &= 2,5; & \varphi_{02} &= 10^\circ. \end{aligned}$$

Для сравнения рассмотрим СЗР без коррекции параметра k_F , то есть примем, что $k_F = 1,0$. Результаты моделирования оцениваются по следующим показателям:

- отсутствие или наличие колебательных процессов;
- приближение времени разворота к идеальному, соответствующему ε_{min} , которое может быть принято как номинальное;
- приближение расхода топлива к расчетному, соответствующему идеальному процессу.

Для рассматриваемого решения при отработке $\varphi_{01} = 180^\circ$ расчетный процесс носит идеальный трапецеидальный характер, время разворота T_p при ε_{min} рассчитывается по формуле

$$T_p = \omega_m/\varepsilon + |\varphi_0|/\omega_m$$

и составляет $T_p = 1,5/0,03 + 180/1,5 = 50 + 120 = 170$ с.

Соответственно, при обработке $\varphi_{02} = 10^\circ$ процесс имеет треугольный вид, время разворота рассчитывается по формуле

$$T_p = 2\sqrt{\varphi_0/\varepsilon}$$

и составляет $T_p = 2\sqrt{10/0,03} = 36,5$ с.

При оценке процессов моделирования принято, что процесс завершается при достижении 5 %-ной точности по углу от начального обрабатываемого уровня, но не менее $0,5^\circ$, и 5 %-ной точности по угловой скорости, но не менее $0,05^\circ/\text{с}$. Это соответствует:

- для $\varphi_0 = 180^\circ$ и $\omega_{\text{м доп}} = 1,5^\circ/\text{с}$ – $\Delta_{\text{ст}} = 9^\circ$, $\Delta\omega = 0,07^\circ/\text{с}$;
- для $\varphi_0 = 10^\circ$ и $\omega_{\text{ми}} = 0,55^\circ/\text{с}$ – $\Delta_{\text{ст}} = 0,5^\circ$, $\Delta\omega = 0,03^\circ/\text{с}$ (принимаем $\Delta\omega = 0,05^\circ/\text{с}$).

Таблица 5.1

Обработка результатов моделирования

Значение параметра k_F	Задание		Расчетные значения идеальных процессов		Результаты моделирования		Колебательность
	φ_0 , град	ε , град/с ²	$T_{\text{р ном}}$, с	$m_{\text{т ном}}$, кг	T_p , с	m_T , кг	
1,00	180	ε_{min}	170	2,0	462	7,3	есть
0,13	180	ε_{min}	170	2,0	170	1,8	нет
1,00	10	ε_{min}	34	0,7	74	1,4	нет
0,35	10	ε_{min}	35	0,7	35	0,7	нет
1,00	180	ε_{max}	135	0,3	135	0,4	нет
0,13	180	ε_{max}	176	0,3	175	0,3	нет
1,00	10	ε_{max}	24	0,1	24	0,1	нет
0,35	10	ε_{max}	30	0,1	30	0,1	нет

Процессы исследованы для следующих условий:

- без введения расчетного значения $k_{F_{\text{расч}}}$, т.е. при $k_F=1$;
- с введением $k_{F_{\text{расч}}}$ по аналитической зависимости (5.8);
- развороты при двух значениях φ_0 : $\varphi_{01}=180^\circ$, $\varphi_{02}=10^\circ$;
- выполнение разворотов при ускорениях $\varepsilon=\varepsilon_{\min}=0,03^\circ/\text{с}^2$,
 $\varepsilon=\varepsilon_{\max}=0,20^\circ/\text{с}^2$.

Обработка результатов моделирования представлена в табл. 5.1.

Обобщенная оценка результатов основывается на формировании структуры и расчета параметров для совокупности условий по $\varphi_0=10^\circ\dots 180^\circ$ и по $\varepsilon=[\varepsilon_{\min},\varepsilon_{\max}]$.

Исходя из этой посылки видно, что процессы с $k_F=1,0$ неприемлемы: время разворота достигает 462 с против $T_{\text{РНОМ}}=170$ с, расход топлива – 7,3 кг против $m_{\text{ТНОМ}}=2,0$ кг.

В то же время выбор $k_{F_{\text{расч}}}$ дает высокую сходимость реальных процессов с идеальными.

Рассмотренный принцип введения в контур управления дополнительного передаточного коэффициента по угловому рассогласованию, формируемого в функции отрабатываемого угла, максимально допустимой угловой скорости разворота и априорно расчетного уровня минимально возможного ускорения, создаваемого двигателями разворота, показал высокую эффективность в сходимости реальных процессов разворота к идеальному по времени разворота и расходу топлива в условиях высокой кратности разбросов по ускорению.

6. СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

Система стабилизации и ориентации (ССО) обеспечивает стабилизацию разгонного блока (РБ) относительно заданного направления и обработку команд для требуемого изменения ориентации РБ в пространстве.

6.1. Режимы полета, состав алгоритмов, функциональная схема

Разработку алгоритмов системы стабилизации и ориентации рассмотрим на примере разгонного блока «Бриз-М».

РБ «Бриз-М» имеет два принципиально различных режима полета, соответствующих активному и пассивному участкам полета, и для них используются различные алгоритмы управления.

На активных участках полета от ССО РБ требуется обеспечение устойчивости и управляемости полета, а также точности стабилизации, необходимой для системы траекторного управления (СТУ), с учетом колебаний жидкости и упругих характеристик космического аппарата (КА), заданных в динамической схеме.

На пассивных участках полета от ССО РБ требуется обеспечение заданной точности ориентации и стабилизации, отработка программных разворотов за заданное время при минимизации расходов топлива в баках высокого давления (БВД), обеспечивающих работу двигателей стабилизации (ДСТ) и двигателей коррекции импульса (ДКИ).

ДСТ № 1÷12 служат для управления во всех трех каналах – рыскания, тангажа, крена (рис. 6.1). Стрелками на рисунке обозначены направления векторов тяги ДСТ.

Четыре ДКИ (13, 14, 15, 16) необходимы для создания силы в продольном направлении (для калибровки импульсов маршевого двигателя (МД), «поджатия» топлива и для стабилизации изделия на участках значительных возмущений).

Соответственно ССО реализует следующий состав алгоритмов:

– алгоритм диспетчера ССО;

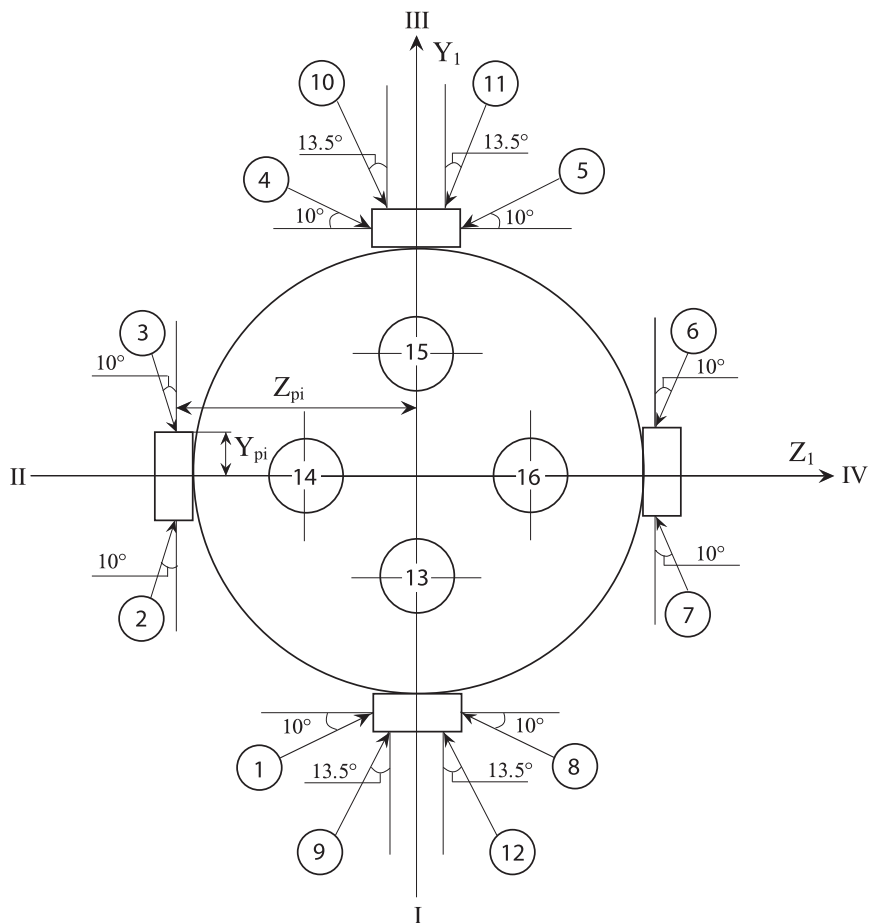


Рис. 6.1. Схема установки двигателей малой тяги на РБ

- алгоритм формирования сигналов управления в каналах рыскания и тангажа на активных участках полета;
- алгоритм выставки камеры МД в исходное положение;
- алгоритм расчета расхода топлива в двигателях малой тяги (ДМТ);
- алгоритм стабилизации РБ на активных участках полета;
- алгоритм стабилизации РБ на пассивных участках полета;
- алгоритм закрутки вокруг продольной оси;
- алгоритм переориентации;
- алгоритм фильтрации сигналов угловых скоростей;
- алгоритм расчета параметров закона стабилизации в каналах тангажа ψ и рыскания ϑ на активных участках полета;
- алгоритм стабилизации на участках «поджатия» топлива;
- алгоритм гашения начальных скоростей;
- алгоритм формирования текущего режима ССО;
- алгоритм выбора ДМТ;
- алгоритм формирования считывания полетного задания ССО.

Указанные алгоритмы реализованы в программном обеспечении (ПО) системы стабилизации и ориентации «Бриз-М».

Функциональная схема ССО РБ «Бриз-М» для активных участков полета приведена на рис. 6.2, для пассивных участков – на рис. 6.3.

Комплекс командных приборов (ККП) выдает информацию об углах ϑ^* и ψ^* (рыскания и тангажа), по которым рассчитывается матрица текущей ориентации. Система траекторного управления (СТУ) формирует матрицу заданной ориентации. На основании сравнения этих данных рассчитываются рассогласования по углам $\Delta\vartheta^*$ и $\Delta\psi^*$, которые поступают в систему ориентации и стабилизации (ССО). ССО выдает сигналы управления σ_{ϑ}^* и σ_{ψ}^* , поступающие в систему управления смежными системами (СУСС).

На активных участках полета с бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК) в блок автоматики двигательной уста-

новки (БАДУ) поступают сигналы σ_{ϑ} и σ_{ψ} . В БАДУ устройство питания электрогидравлической системы (ЭГС) формирует ток управления i в электромеханический преобразователь (ЭМП) электрогидравлической системы, который через проводку управления отклоняет камеры двигателя на заданные углы δ_{ϑ} и δ_{ψ} .

6.2. Динамика движения разгонного блока на активных участках полета

Угловая стабилизация РБ с жидкостным реактивным двигателем (ЖРД) при движении на активных участках значительно затрудняется наличием масс жидкого топлива со свободными поверхностями и упругостью корпуса.

На начальном этапе проектирования системы угловой стабилизации для обеспечения требуемой точности и устойчивости часто используются частотные методы исследования, основанные на анализе частотных характеристик разомкнутой системы, несущих в себе информацию о динамических свойствах системы.

При выборе параметров закона стабилизации широко применяется построение областей устойчивости системы в плоскости одного или двух параметров закона стабилизации методом D-разбиения [20].

Для разгонного блока «Бриз-М» каналы курса и тангажа являются симметричными, управление в этих каналах на активных участках полета осуществляется отклонением камеры МД в соответствующих плоскостях.

Математическая модель объекта регулирования с учетом колебаний жидкости в топливных баках, упругих колебаний корпуса РБ, а также влияния упругой подвески МД может быть принята в соответствии с [19] в виде передаточной функции

$$W_0(s) = \psi(s) / \delta_{\psi}(s),$$

где $\psi(s)$ – угол рыскания (тангажа);

$\delta_{\psi}(s)$ – угол отклонения камеры МД по рысканию (тангажу).

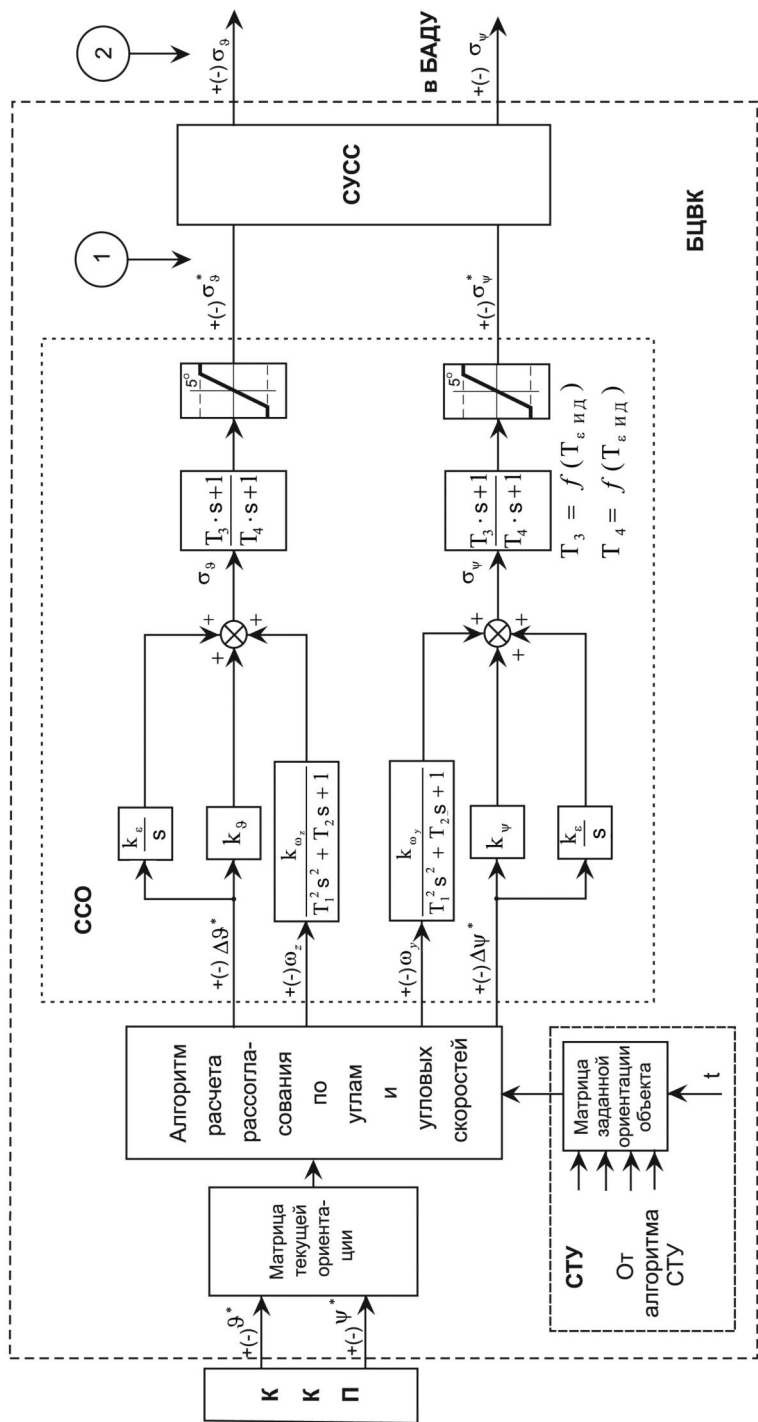


Рис. 6.2. Функциональная схема ССО РБ «Бриз-М» для активных участков полета

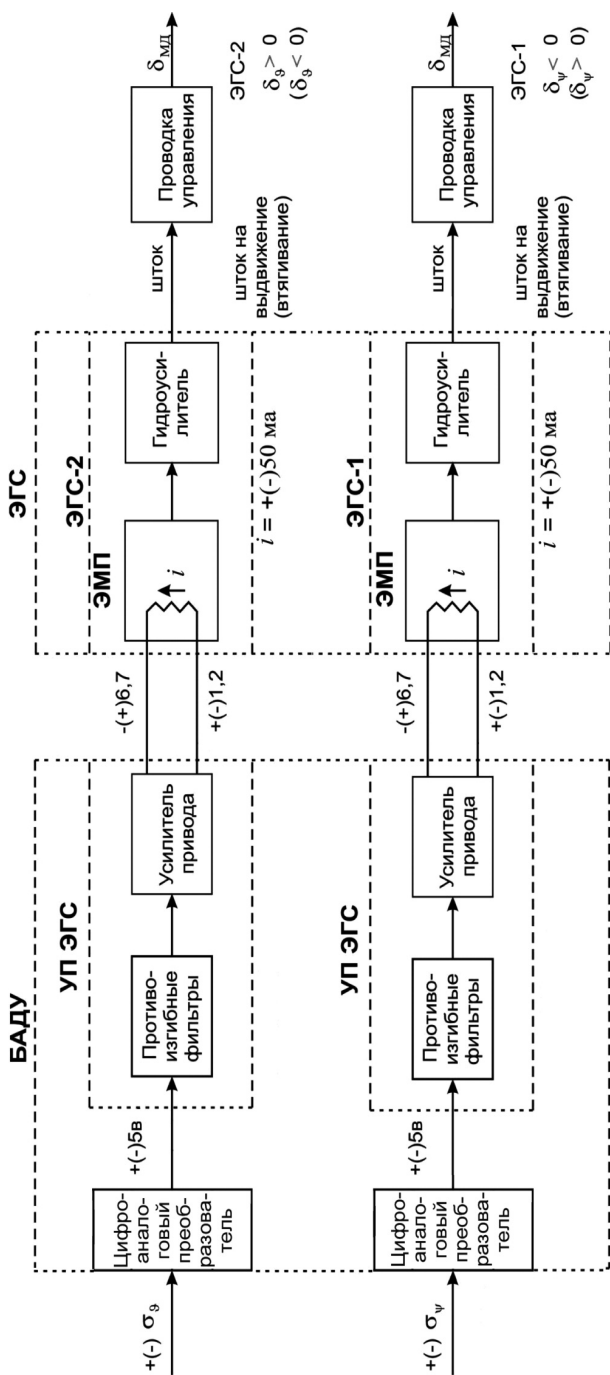


Рис. 6.2. Функциональная схема ССО РБ «Бриз-М» для активных участков полета (продолжение)

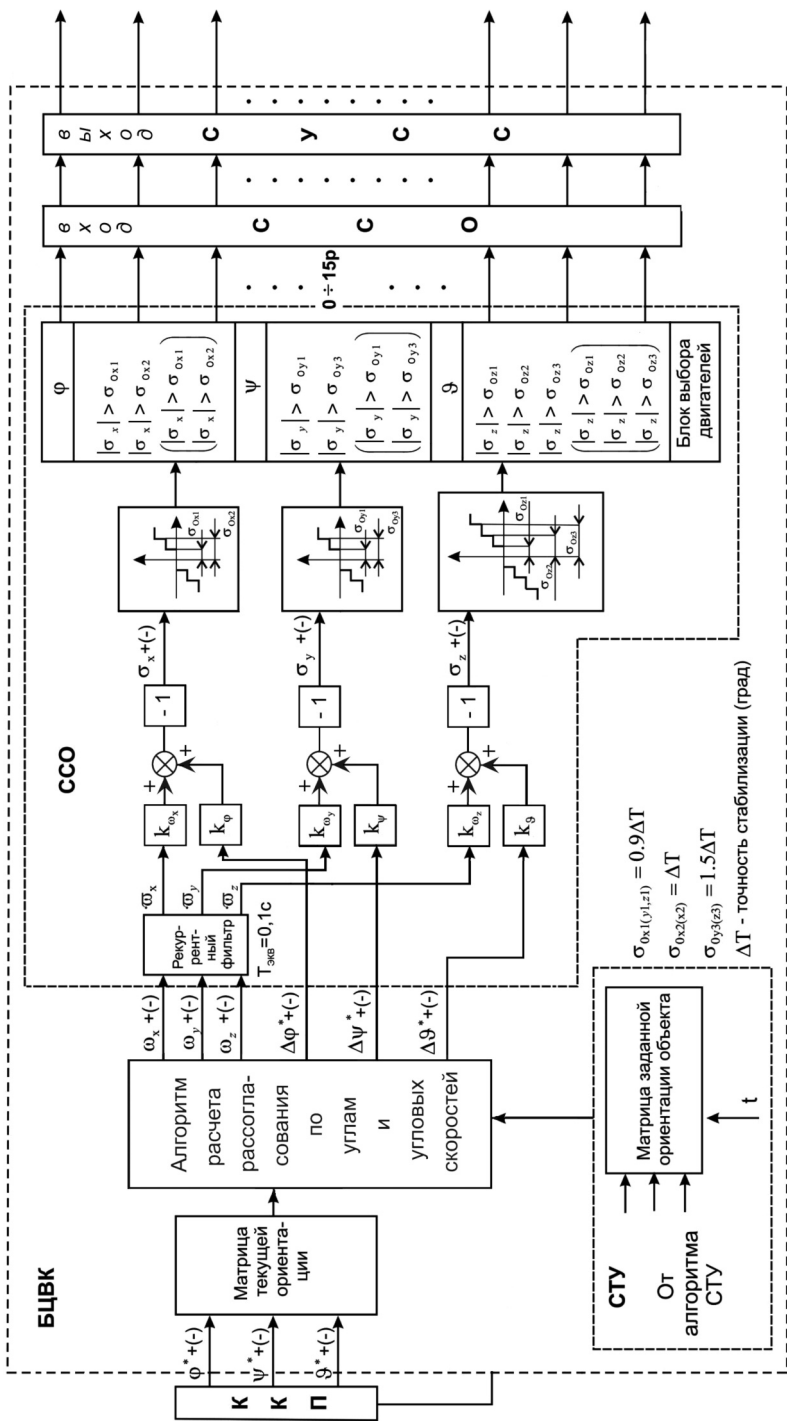


Рис. 6.3. Функциональная схема ССО РБ «Бриз-М» для пассивных участков полета

Аналоговая модель закона стабилизации в каналах рыскания (тангажа) принята в традиционном виде:

$$\sigma = \left[K_{\psi} \cdot \psi_{\Gamma\Pi} + K_{\psi 1} \cdot \omega_{y1} \cdot W_{\phi 1}(s) + K_{\psi f} \cdot \frac{\psi_{\Gamma\Pi}}{s} \right] \cdot W_{\phi 2}(s), \quad (6.1)$$

где σ – сигнал управления, поступающий на вход рулевого тракта;

$\psi_{\Gamma\Pi}$ – измеренное значение угла рыскания (поступает из системы информационного обеспечения – СИО);

$\omega_{y1(z1)}$ – рассчитанная угловая скорость вращения объекта в проекции на оси связанной системы координат (поступает из СИО);

$\frac{\psi_{\Gamma\Pi}}{s}$ – интегральная составляющая от регулируемой координаты;

K_{ψ} , $K_{\psi 1}$, $K_{\psi f}$ – параметры закона стабилизации;

$W_{\phi 1}(s)$ – передаточная функция фильтра 2-го порядка (вводится для фильтрации шумовой составляющей рассчитанной угловой скорости объекта),

$$W_{\phi 1}(s) = \frac{1}{T_1^2 s^2 + T_2 s + 1};$$

$W_{\phi 2}(s)$ – передаточная функция корректирующего фильтра, который вводится для увеличения положительной фазы на низких частотах колебаний жидкостных осцилляторов,

$$W_{\phi 2}(s) = \frac{T_3 s + 1}{T_4 s + 1}.$$

Уравнение связи координат ψ и $\psi_{\Gamma\Pi}$ представлено формулой

$$\psi_{\Gamma\Pi} = \psi - \sum_{j=1}^{j_q} q_j \cdot f_j'(x_{\Gamma\Pi}), \quad (6.2)$$

где f_j' – так называемые собственные функции, характеризующие форму прогиба корпуса КА,

$$f_j' = df_j' / dx;$$

- $x_{ГП}$ – координата установки датчика угла;
 q_j – обобщенная координата;
 j – тон упругих колебаний РБ;
 ψ – реальное значение угла рыскания (тангажа);
 $\psi_{ГП}$ – измеренное значение.

Формирование управляющего сигнала осуществляется бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) с периодом квантования $T_{КВ}=0,033$ с ($f_{КВ} = 1/T_{КВ} = 30$ Гц).

Дискретизация аналоговой модели проводится с использованием метода преобразования оператора дифференцирования в виде

$$s = \frac{1-z^{-1}}{T_{КВ}}, \text{ где } z = e^{sT_{КВ}}.$$

Значит, закон стабилизации в дискретном виде можно записать следующим образом:

$$\sigma = \left[K_{\psi} \cdot \psi_{ГП} + K_{\psi 1} \cdot \omega_{y1} \cdot \frac{c_0}{1+d_1 z^{-1}+d_2 z^{-2}} + K_{\psi f} \cdot \frac{T_{КВ}}{1-z^{-1}} \right] \times \frac{(T_3+T_{КВ})-T_3 z^{-1}}{(T_4+T_{КВ})-T_4 z^{-1}}, \quad (6.3)$$

где $c_0 = T_{КВ}^2 / (T_{КВ}^2 + T_2 T_{КВ} + T_1^2)$;

$$d_1 = -(T_2 T_{КВ} + 2 T_1^2) / (T_{КВ}^2 + T_2 T_{КВ} + T_1^2);$$

$$d_2 = T_1^2 / (T_{КВ}^2 + T_2 T_{КВ} + T_1^2).$$

При анализе устойчивости необходимо учитывать запаздывание, вносимое БЦВМ при формировании управляющего сигнала σ .

Математическая модель рулевого тракта, связывающая командный сигнал на вход рулевого привода и перемещение штока, может быть описана передаточной функцией вида (аппроксимация экспериментальных частотных характеристик)

$$W_{\text{ПР}}(s) = \frac{\delta_{\text{РМ}}(s)}{\sigma(s)} = \frac{1}{T_{\text{ПР}}^2 s^2 + 2\xi_{\text{ПР}} \cdot T_{\text{ПР}} s + 1}. \quad (6.4)$$

Ниже приведены примеры построения областей устойчивости в плоскости двух параметров K_{ψ} , $K_{\psi 1}$ для некоторого соотношения параметров системы.

На рис. 6.4 – 6.6 приведены кривые D-разбиения для полностью заправленного топливом изделия, в конце полета 1-й ступени РБ, а также в конце полета 2-й ступени РБ.

Из анализа областей устойчивости следует, что для обеспечения определенных динамических характеристик изделия целесообразно параметры закона стабилизации выбирать переменными, так как на разных этапах полета (в начале, в конце) области D-разбиения существенно различаются.

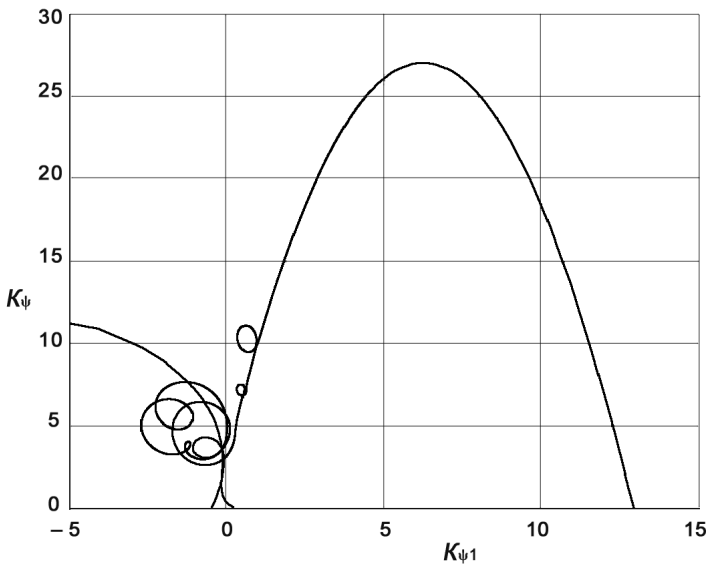


Рис. 6.4. D-разбиение для полностью заправленного топливом изделия

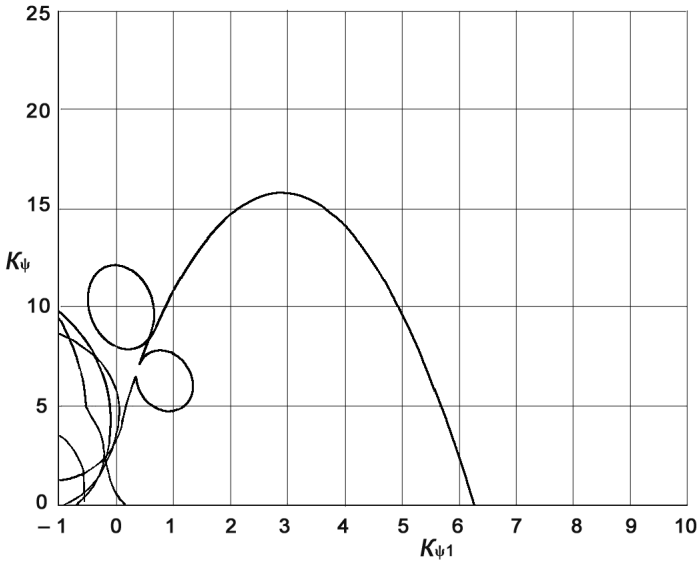


Рис. 6.5. D-разбиение в конце полета 1-й ступени РБ

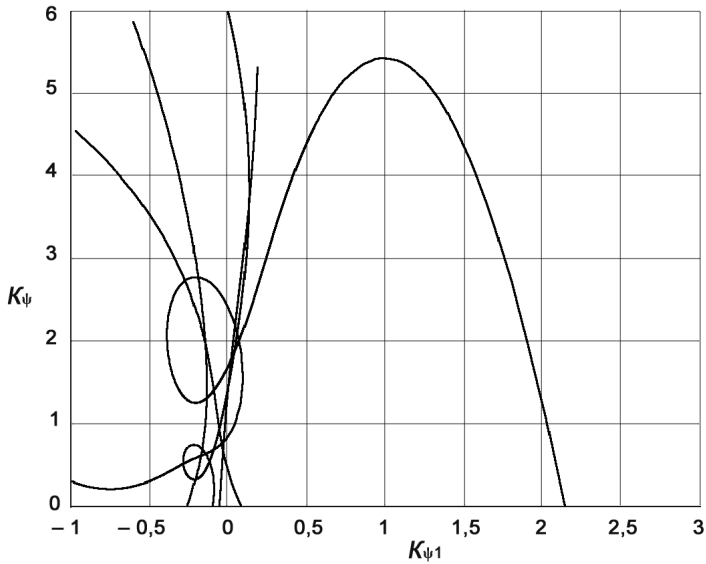


Рис. 6.6. D-разбиение в конце полета 2-й ступени РБ

Параметры закона стабилизации K_ψ , $K_{\psi 1}$, $K_{\psi f}$ выбраны переменными в функции $T_{\Sigma MD}$ – суммарного (огневого) времени работы маршевого двигателя, которое характеризует изменение массово-инерционных характеристик изделия в полете:

$$K_\psi = \begin{cases} e_0 + e_1 \cdot (T_{\Sigma MD} + T_0), & \text{при } K_\psi \geq K_{\min 1}, \\ K_{\min 1}, & \text{при } K_\psi < K_{\min 1}, \end{cases}$$

$$K_{\psi 1} = \begin{cases} f_0 + f_1 \cdot (T_{\Sigma MD} + T_0), & \text{при } K_\psi \geq K_{\min 1}, \\ K_{\min 1}, & \text{при } K_\psi < K_{\min 1}, \end{cases}$$

$$K_{\psi f} = 0,1 \cdot K_\psi.$$

Параметры корректирующего фильтра также целесообразно принимать переменными в виде следующих зависимостей от суммарного огневого времени работы МД ($T_{\Sigma MD}$):

$$T_3 = \begin{cases} T_{1\phi \max} + K_{1\phi} \cdot (T_{\Sigma MD} + T_0), & \text{при } T_3 \geq T_{1\phi \min}, \\ T_{1\phi \min}, & \text{при } T_3 \leq T_{1\phi \min}, \end{cases}$$

$$T_4 = \begin{cases} T_{2\phi \max} + K_{2\phi} \cdot (T_{\Sigma MD} + T_0) & \text{при } T_4 \geq T_{2\phi \min}, \\ T_{2\phi \min}, & \text{при } T_4 \leq T_{1\phi \min}, \end{cases}$$

T_0 , с – константа, учитывающая недозаправку топливных баков РБ, приведенная к времени работы МД.

При выбранных настройках закона стабилизации рассчитаны амплитудно-фазовые частотные характеристики (АФЧХ) разомкнутого контура стабилизации для отдельных режимов полета. Анализ устойчивости движения в каналах рыскания (тангажа) проводился частотными методами с использованием критерия устойчивости Найквиста.

Расчет АФЧХ проводился для дискретной передаточной функции разомкнутого контура стабилизации.

Частотные характеристики непрерывной части контура стабилизации связывают координаты: ψ – угол рыскания и σ – сигнал на входе рулевого привода. При расчетах частотных характеристик передаточная функция аппроксимирована разложением в ряд [8]:

$$W_{\text{непр}}(j\omega) = \frac{1}{T_{\text{КВ}}} \cdot \sum_{n=-N}^{n=N} W_{\text{Э0}}(j\omega + j \cdot n \cdot \omega_{\text{КВ}}) \cdot W_{\text{ф3}}(j\omega + j \cdot n \cdot \omega_{\text{КВ}}) \times \\ \times W_{\text{ф4}}(j\omega + j \cdot n \cdot \omega_{\text{КВ}}) \cdot W_{\text{ПР}}(j\omega + j \cdot n \cdot \omega_{\text{КВ}}) \cdot W_{\text{О}}(j\omega + j \cdot n \cdot \omega_{\text{КВ}}),$$

где $T_{\text{КВ}}$ – период квантования;

$$\omega_{\text{КВ}} = \frac{2\pi}{T_{\text{КВ}}} \text{ – частота квантования.}$$

Частотные характеристики непрерывной части получены на основании передаточных функций:

$W_{\text{Э0}}$ – передаточная функция экстраполятора нулевого порядка,

$$W_{\text{Э0}}(s) = \frac{1 - e^{-sT_{\text{КВ}}}}{s};$$

$W_{\text{ф3}}$ – передаточная функция фильтра-пробки;

$W_{\text{ф4}}$ – передаточная функция апериодического фильтра;

$W_{\text{ПР}}$ – передаточная функция привода вида (6.4);

$W_{\text{О}}$ – передаточная функция объекта регулирования с учетом колебаний жидкости и нежесткости конструкции изделия;

N – целое положительное число, определяющее точность вычисления частотной характеристики $W_{\text{непр}}$; в данных расчетах принято $N=2$.

Дискретная передаточная функция закона стабилизации представлена в виде

$$W_{3C}(z) = \frac{\sigma}{\psi_{ГП}} = \left[K_{\psi} + K_{\psi 1} \cdot \frac{1-z^{-1}}{T_{KB}} \cdot \frac{c_0}{1+d_1 z^{-1}+d_2 z^{-2}} + K_{\psi f} \cdot \frac{T_{KB}}{1-z^{-1}} \right] \times \frac{(T_3+T_{KB})-T_3 z^{-1}}{(T_4+T_{KB})-T_4 z^{-1}}.$$

Учитывалось также запаздывание, вносимое БЦВМ при расчете σ . На рис. 6.7 – 6.9 приведены АФЧХ для отдельных режимов.

Анализ АФЧХ свидетельствует, что на всех рассмотренных режимах на выбранных значениях параметров закона стабилизации сказываются движения на частотах твердого тела, на частотах колебаний жидкости, а также на частотах упругих колебаний конструкции.

Окончательная проверка устойчивости углового движения КА и уточнение параметров закона стабилизации осуществляются на этапах математического и полунатурного моделирования.

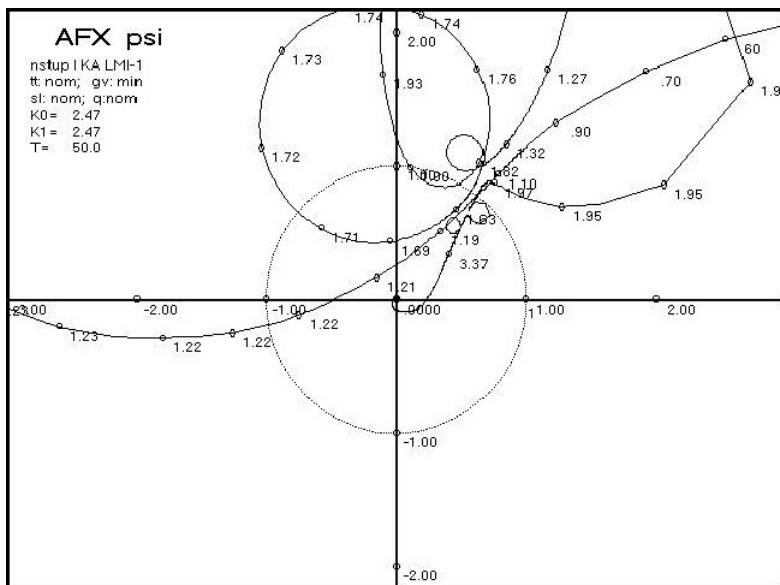


Рис. 6.7. АФЧХ (канал курса)
1-я ступень. Огневое время работы МД: $T=50$ с

6.3. Динамика движения разгонного блока на пассивных участках полета

6.3.1. Алгоритм переориентации РБ на пассивных участках полета

Алгоритм управления должен обеспечивать программные развороты РБ по углам Эйлера с использованием 12 двигателей малой тяги и 4-х двигателей коррекции импульса, работающих в релейном режиме. Особенностью данного алгоритма является реализация принципа изменения угловой ориентации за фиксированное время.

Принципы построения алгоритма

Для формирования управления по принципу обратной связи в алгоритме используются рассчитанные по информации комплекса командных приборов значения угловых рассогласований между текущим и заданным положением связанной системы координат (ССК) в инерциальной системе координат и проекции угловых скоростей РБ на оси ССК. Введением расчетных командных значений текущих угловых скоростей программного разворота (ω_{xp} , ω_{yp} , ω_{zp} , вычисляемых исходя из условий обеспечения заданного времени разворота) рассогласования по угловым координатам $\Delta\varphi = \varphi_k - \varphi$, $\Delta\psi = \psi_k - \psi$, $\Delta\vartheta = \vartheta_k - \vartheta$ (здесь индекс k обозначает требуемые конечные значения параметров) преобразуются к рассогласованиям по угловым скоростям: $\Delta\omega = \omega_{xp} - \omega_{xlf}$, $\Delta\omega = \omega_{yp} - \omega_{ylf}$, $\Delta\omega = \omega_{zp} - \omega_{zlf}$, которые принимаются в качестве координат управления для каждого канала (крен, тангаж, рыскание).

Здесь ω_{xlf} , ω_{ylf} , ω_{zlf} – фильтрованные с помощью рекуррентного фильтра угловые скорости РБ относительно осей ССК.

Предполагается, что с принятой схемой формирования координат управления реализуется принцип отдельного поканального управления, когда при пространственном движении РБ управление одной из угловых координат не должно изменять другие координаты. Соблюдение условия по выдерживанию заданной длительности маневра

обеспечивается за счет того, что расчетные командные угловые скорости постоянно пересчитываются в течение всего маневра, исходя из оставшегося до конца маневра времени и текущих рассогласований по угловым координатам. По рассогласованиям угловых скоростей формируются сигналы управления (σ_x , σ_y , σ_z) для создания вращающихся моментов соответственно по крену, курсу и тангажу. Наличие множества двигателей требует специальной логики преобразования поканальных сигналов управления (σ_x , σ_y , σ_z) в сигналы управления каждым двигателем (1 – вкл., 0 – выкл.).

С целью повышения экономичности и качества релейного управления команды (включение и выключение двигателей) формируются с учетом зон нечувствительности по входным сигналам « σ ». В рассматриваемом варианте предусмотрено по два уровня включения двигателей ДМТ для управления по крену и тангажу и один уровень для управления по рысканию. Эта схема включения реализуется за счет использования соответственно двухуровневой и одноуровневой зон нечувствительности. Алгоритм работы логического преобразователя формируется под конкретную схему расположения двигателей на РБ с учетом моментной эффективности каждого двигателя. Весь алгоритм управления переориентацией, начиная от подачи входных сигналов до выдачи команд на двигатели, можно разделить на функциональные блоки, осуществляющие вычисление:

- расчетных угловых скоростей разворота;
- коэффициентов обратных связей и зон нечувствительности;
- командных сигналов σ поканального управления и релейных сигналов вкл./выкл. двигателей.

Определение расчетных угловых скоростей разворота

Предполагается, что измерения углов производятся относительно инерциальной системы координат, положение которой совмещено с требуемым конечным положением РБ в инерциальном пространстве. В этом случае $\varphi_k = \psi_k = \vartheta_k = 0$ и задача управления заключается в «обнулении» углов и угловых скоростей за заданное время. В исходном

алгоритме производится вычисление модулей требуемых угловых скоростей разворота ω_p исходя из того, что разворот РБ по каждому углу происходит по схеме «разгон – движение по инерции – торможение». В этой схеме разгон и торможение осуществляются с максимальными угловыми ускорениями (E_x^* , E_y^* , E_z^*), величины которых для алгоритма считаются априорно заданными. Существенным для этого варианта алгоритма является игнорирование начального значения угловой скорости, т.е. всегда полагается, что разгон начинается с нулевой угловой скорости. Формулы расчета требуемой угловой скорости, например, для канала крена имеют вид

$$\omega_p = \begin{cases} 0,5(E_p T - \omega_0 - \sqrt{A}), & \text{при } A > 0, \\ \sqrt{0,5\omega_0^2 + E_p \Phi_0}, & \text{при } A \leq 0, \end{cases}$$

где $A = (E_p T)^2 - 2\omega_0 E_p T - \omega_0^2 - 4E_p \Phi_0$.

Здесь T – оставшееся до конца маневра время; Φ_0 , ω_0 – значения угла и угловой скорости на момент расчета прогноза; E_p – располагаемое (расчетное) управляющее угловое ускорение.

Полученное значение ω_p ограничивается сверху и снизу величинами соответственно ω_{\max} (допустимая по техническому заданию) и ω_{\min} (зависит от участка полета).

Весьма существенно, что используемая в расчетных формулах величина времени, оставшегося до конца маневра, ограничивается снизу, т.е. на самом деле принимается $T = \max(T_M - t, T_{\min})$, где $T_{\min} = 0,05T_M$ – величина ограничения; T_M – заданное время разворота.

Расчет величин ω_{xp} , ω_{yp} , ω_{zp} может производиться не на каждом шаге обращения к алгоритму, что экономит время вычислений без заметного ухудшения качества управления. В исходном варианте обновление этих величин производится через каждые шесть тактов ($6 \times 0,032$ с) БЦВК, в то время как обращение к расчету команд управления производится через три такта ($3 \times 0,032$ с).

Вычисление коэффициентов обратных связей

В законе управления используются коэффициенты обратных связей по позиционным сигналам и по угловым скоростям: (K_x, K_y, K_z) и $(K_{\omega_x}, K_{\omega_y}, K_{\omega_z})$ соответственно. Последние для алгоритма являются фиксированными настроечными параметрами, определяемыми заранее, исходя из условий обеспечения устойчивости управляемого движения. Коэффициенты (K_x, K_y, K_z) вычисляются в такой последовательности (запись приведена для крена; для курса и тангажа расчеты аналогичны):

– Определяются вспомогательные величины:

$$K1_x = |\omega_p| K_{\omega_x} + 0,5\sigma_{01x},$$

$$Kmin_x = \omega_{min} K_{\omega_x},$$

$$K1min_x = Kmin_x + 0,5\sigma_{01x},$$

где используемый в качестве смещения параметр σ_{01x} является зоной нечувствительности 1-го уровня подключения ДМТ.

– Производится расчет коэффициентов закона управления по позиционному сигналу:

$$K_x = \begin{cases} K1_x / \text{tol}_\varphi, & |\varphi| > \text{tol}_\varphi, \\ K1min_x / \text{tol}_\varphi, & |\varphi| \leq \text{tol}_\varphi, \\ Kmin_x / \text{tol}_\varphi, & |\varphi| \leq \text{tol}_\varphi \cap |\omega_x| \leq \text{tol}_\omega, \end{cases}$$

где $\text{tol}_\varphi, \text{tol}_\omega$ – заданные точности приведения по углу и угловой скорости.

Последнее соотношение показывает, что величина позиционного коэффициента принудительно уменьшается, если значения координат попадают в пределы заданных допусков на точность приведения.

Вычисление сигналов управления

Основными расчетными формулами сигналов управления $(\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z)$ для включения исполнительных двигателей по релейному закону являются:

$$\begin{aligned}\sigma_x &= K_x F_x + K_y F_y \sin\vartheta - K_{\omega_x} \omega_{xlf}, \\ \sigma_y &= K_y F_y \cos\vartheta \cdot \cos\varphi + K_z F_z \sin\varphi - K_{\omega_y} \omega_{ylf}, \\ \sigma_z &= K_z F_z \cos\varphi - K_y F_y \cos\vartheta \cdot \sin\varphi - K_{\omega_z} \omega_{zlf},\end{aligned}$$

$$\text{где } F_x = \begin{cases} -\varphi, & \text{при } |\varphi| < \text{tol}_\varphi, \\ -\text{tol}_\varphi \cdot \text{sign}(\varphi), & \text{при } |\varphi| > \text{tol}_\varphi. \end{cases}$$

Структура выражений для F_y, F_z аналогична.

Для осуществления быстрого гашения угловой скорости разворота при достижении угловой координаты заданной точности предусмотрена модификация сигнала управления, обеспечивающая по необходимости более интенсивное торможение в окрестности нулевых углов.

Если выполняется условие $|\varphi| \leq \text{tol}_\varphi \cap \omega_x \geq \text{tol}_\omega$, то $\sigma_x = -2\sigma_{01x} \text{sign}(\varphi) \text{tol}(\omega_x)$.

Приведена модификация для канала крена (остальные каналы аналогично).

Однако такая процедура в исходном алгоритме предусмотрена только для какого-либо одного канала управления, который в выполняемом маневре считается основным (алгоритм предполагается использовать в режиме выполнения последовательных одноосных разворотов).

Маневр переориентации считается выполненным, если обеспечено обнуление значений углов и угловых скоростей с точностью tol_φ и tol_ω соответственно:

$$\max(|\varphi|, |\psi|, |\vartheta|) \leq \text{tol}_\varphi \cap \max(|\omega_x|, |\omega_y|, |\omega_z|) \leq \text{tol}_\omega.$$

6.3.2. Алгоритм стабилизации на пассивных участках полета

В режимах стабилизации на пассивных участках полета РБ «Бриз-М» формирование сигнала, подаваемого на исполнительные

органы РБ по каждому каналу, осуществляется по пропорционально дифференциальному закону:

$$\sigma_{x(y,z)} = K_{\varphi(\psi,\vartheta)} \cdot \varphi(\psi,\vartheta) + K_{\omega x(\omega y,\omega z)} \cdot \omega_{xIf(yIf,zIf)}$$

где $\sigma_{x(y,z)}$ – сигналы управления на включение исполнительных двигателей, разложенные по осям РБ;

$K_{\varphi(\psi,\vartheta)}$, $K_{\omega x(\omega y,\omega z)}$ – коэффициенты усиления по углу и угловой скорости по каждому каналу управления;

φ , ψ , ϑ – угловые рассогласования между текущим и заданным положением ССК в инерциальной системе координат;

$\omega_{xIf(yIf,zIf)}$ – фильтрованные угловые скорости РБ относительно осей ССК.

Величины зон нечувствительности для включения двигателей по релейному закону выбираются в соответствии с заданным уровнем точности стабилизации.

В режиме «поджатия» топлива перед включением маршевого двигателя и на участке увода РБ с орбиты после отделения КА используется так называемое «обратное управление», когда для создания управляющего момента отключается соответствующий двигатель из первоначально всех четырех включенных ДКИ, создающих тягу по продольной оси РБ.

7. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СМЕЖНЫМИ СИСТЕМАМИ

Система управления смежными системами (СУСС) разгонного блока (РБ) – это программно-аппаратный комплекс, основным назначением которого является обеспечение взаимодействия со следующими бортовыми системами:

- двигательной установкой (ДУ);
- системой обеспечения тепловых режимов (СОТР);
- пироустройствами для коммутации гидромагистралей и отделения космического аппарата (КА) от разгонного блока;
- бортовым измерительным комплексом (БИК), включающим аппаратуру сбора и обработки информации, бортовой радиопередающий модуль, аппаратуру радиоконтроля орбиты, навигационную аппаратуру потребителя (НАП), телеметрические согласующие устройства (ТСУ), бортовые передатчики;
- системой управления ракетой-носителем (СУ РН);
- бортовой системой управления космическим аппаратом (БСУ КА).

СУСС является частью системы управления разгонным блоком (рис. 7.1) и состоит из блоков силовой автоматики (БСА) и программного обеспечения (ПО), реализуемого в бортовом цифровом вычислительном комплексе (БЦВК).

ПО системы управления смежными системами, управляя БСА, обеспечивает выполнение следующих задач:

- прием команд от системы управления ракетой-носителем;
- включение обогрева двигателей малой тяги (ДМТ), состоящих из двигателей стабилизации (ДСТ) и двигателей коррекции импульсов (ДКИ);
- формирование признака отделения от ракеты-носителя (РН) – «Контакт отделения» (КО);
- предварительная подготовка двигательной установки на участке совместного полета с РН (вакуумирование и «Сухой запуск»);

- управление (закрытие и открытие) теплозащитной крышки (ТЗК) маршевого двигателя (МД);
- управление клапанами МД;
- управление клапанами пневмогидравлической системы подачи топлива (ПГСП) ДУ;
- управление и контроль рулевого привода МД;
- управление клапанами ДМТ;
- управление процессом разделения магистралей перелива топлива;
- управление системой обеспечения тепловых режимов;
- включение и отключение электропитания аппаратуры бортового измерительного комплекса;
- отделение космического аппарата от разгонного блока;
- формирование временных меток и передача их в КА;
- выполнение заключительных операций на РБ, в частности сброса давления из центрального топливного бака (ЦТБ);
- выполнение аварийной программы (отключение МД, сброс КА, сброс давления из ЦТБ, отключение передатчиков);
- формирование цифровой телеметрической информации (ЦТМИ) СУСС;
- обеспечение наземных проверок аппаратуры СУСС и смежных подсистем.

Программное обеспечение СУСС разгонного блока, исходя из назначения, структурировано следующим образом:

- ПО участка наземного контроля (совместно с ПО наземного проверочно-пускового комплекса – НППК);
- ПО участка полета.

ПО участка наземного контроля (НК) включает в себя:

- диспетчер НК;
- алгоритмы тестов контроля блоков силовой автоматики и исполнительных элементов РБ;

- алгоритмы взаимодействия с НППК, в том числе в режиме «Имитация полета».

ПО участка полета представляет собой набор алгоритмов в соответствии с задачами СУСС разгонного блока, объединенных диспетчером полетных операций системы управления смежными системами.

7.1. Функциональная схема алгоритмов системы управления смежными системами разгонного блока

Программное обеспечение СУСС разгонного блока состоит из набора алгоритмов, обеспечивающих выполнение указанных выше задач.

Программное обеспечение (ПО) СУСС в процессе работы взаимодействует со следующими подсистемами СУ РБ:

- системой управления движением и навигацией (СУДН);
- системой стабилизации и ориентации (ССО);
- системой траекторного управления (СТУ);
- системой управления режимами полета (СУРП);
- системой управления бортовым измерительным комплексом (СУ БИК);
- блоками силовой автоматики (БСА), включая аппаратуру блока управления пиростройствами (БУП), блок автоматики двигательной установки (БАДУ), блок коммутации питания (БКП);
- системой формирования цифровой телеметрической информации (ЦТМИ).

На рис. 7.1 обозначены основные информационные потоки СУСС разгонного блока.

Работа СУСС заключается в последовательном выполнении операций по выдаче команд на исполнительные органы РБ и приеме сигналов от датчиков исполнительных органов РБ.

СУСС разгонного блока при этом выполняет циклограмму полетных операций, предписанную полетным заданием (ПЗ) и соответствующими признаками от системы управления движением и навигацией.

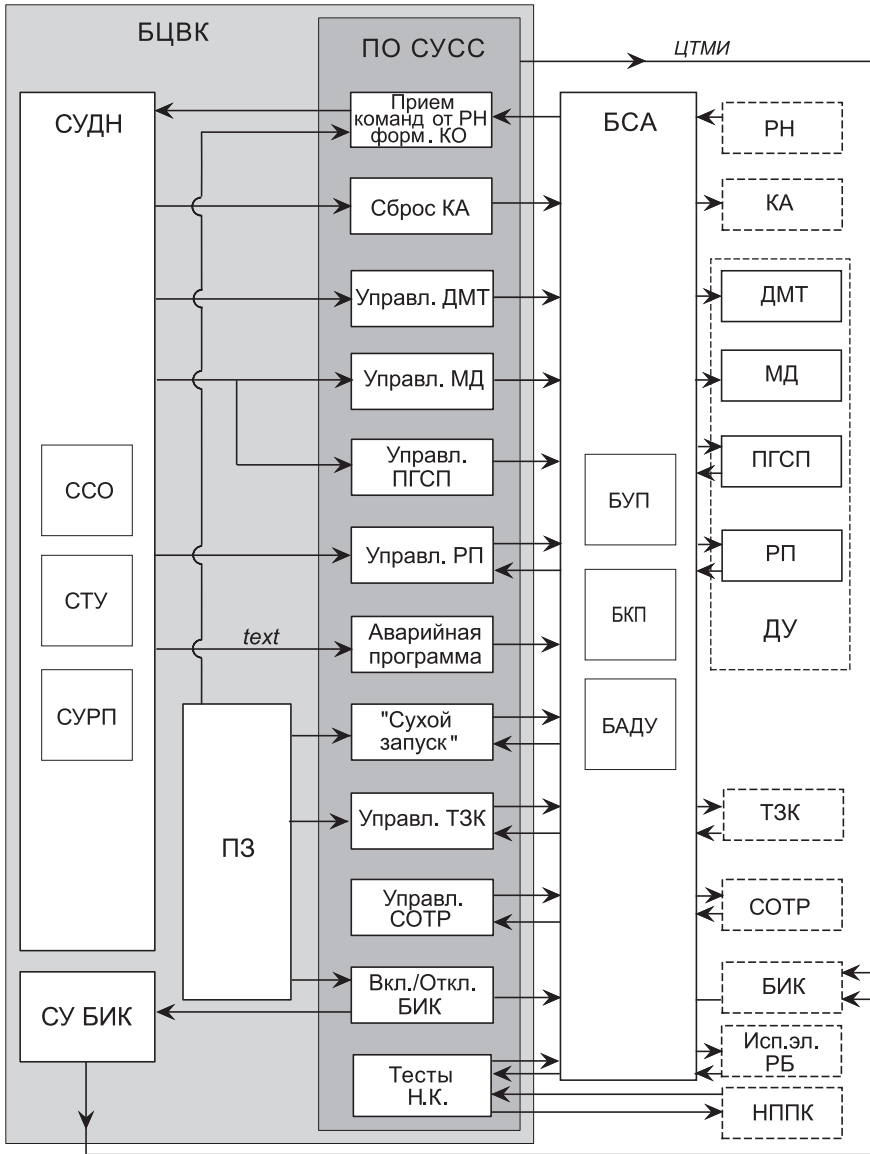


Рис. 7.1. Функциональная схема СУСС

Система управления смежными системами разгонного блока формирует необходимые команды для выполнения полетных операций на протяжении времени от старта ракеты-носителя до отделения космического аппарата, а также операций по уводу РБ с орбиты после отделения КА.

Рассмотренные алгоритмы решают необходимые задачи управления смежными системами на различных участках полета.

7.2. Задачи системы управления смежными системами в полете

Одним из основных участков полета является совместный полет. Под совместным полетом понимается совместное движение ракеты-носителя, разгонного блока и космического аппарата.

По команде «Контакт подъема» (КП), получаемой из системы управления ракеты-носителя, начинается выполнение полетных операций в соответствии с циклограммой полета РБ. Команда КП транслируется в БСУ КА.

Через 10 с после команды КП включается обогрев двигателей малой тяги.

Через время $T = T_{\text{зад}}$ начинается предварительная подготовка двигательной установки (ДУ): вакуумирование – «сухой запуск» (открытие клапанов МД без подачи компонентов топлива), подрыв пиростройств (ПУ) гидроаккумулятора рулевых приводов (РП) и пироклапанов пневмогидросистемы подачи компонентов топлива. Время $T_{\text{зад}}$ определяется полетным заданием с базой отсчета от момента КП.

При получении от РН предварительной команды (ПК) во временном интервале, указанном в ПЗ, СУСС готовится к приему команды «Разделение с РН». Эта команда формируется разрывом переключки в электросоединителе между разгонным блоком и ракетой-носителем. При получении сигнала об отделении РБ от РН формируется команда «Контакт отделения» – КО, которая передается в СУДН и является признаком начала автономного полета для СУ РБ. Команда является непрерывной с момента отделения. Команда «Разделение с РН» транслируется в БСУ КА.

На активных участках автономного полета разгонного блока и космического аппарата СУСС управляет маневрами для выхода системы на опорную, промежуточную, переходную и целевую орбиты. Проведение маневров в космическом пространстве обуславливается приложением моментов к центру масс подвижной системы. Для этого в разгонном блоке предусмотрены маршевый двигатель и двигатели малой тяги.

На время включения МД необходимо провести такие подготовительные мероприятия, как открытие и закрытие теплозащитной крышки двигателя.

Операции по открытию ТЗК начинаются по времени, указанному в ПЗ, с базой отсчета от момента КО (при наличии участка «Доразгон») или от момента КП (при отсутствии участка «Доразгон»). Закрытие ТЗК также осуществляется по времени, указанному в ПЗ. В случае отсутствия сигнала с концевого выключателя теплозащитной крышки в течение заданного времени после формирования управляющей команды на открытие (закрытие) осуществляется повторная выдача этих команд, после чего считается, что ТЗК открыта (закрыта).

7.3. Управление двигательной установкой

В процессе полета необходимо проводить различные маневры, каждый из которых требует создания различных импульсов как по величине, так и по направлению.

В состав двигательной установки (ДУ) разгонного блока входят:

- МД – маршевый двигатель;
- РП – рулевые приводы;
- ПГСП – пневмогидравлическая система подачи топлива;
- ДМТ – двигатели малой тяги (ДСТ и ДКИ).

Началом функционирования в СУСС циклограммы подготовки ДУ является предварительная команда от системы управления движением и навигацией, по которой начинаются операции по наддуву топливных баков и по подключению гидропитания к рулевым приводам.

После выполнения этих операций СУДН формирует команды на открытие пусковых клапанов МД, клапана пуска камеры (КПК), что является началом «горячего» запуска МД.

«Отсечка» (отключение) МД осуществляется по команде от СУДН, по которой СУСС формирует команды на закрытие блока клапанов пуска и отключение гидропитания РП. Включение МД проводится по ПЗ, а отключение МД – по достижении необходимых параметров движения РБ (терминальное управление).

Управление ДМТ на пассивных участках полета осуществляется по командам от СУДН (включение и отключение двигателей стабилизации, двигателей коррекции импульса), по которым СУСС формирует соответствующие команды на ДСТ и ДКИ.

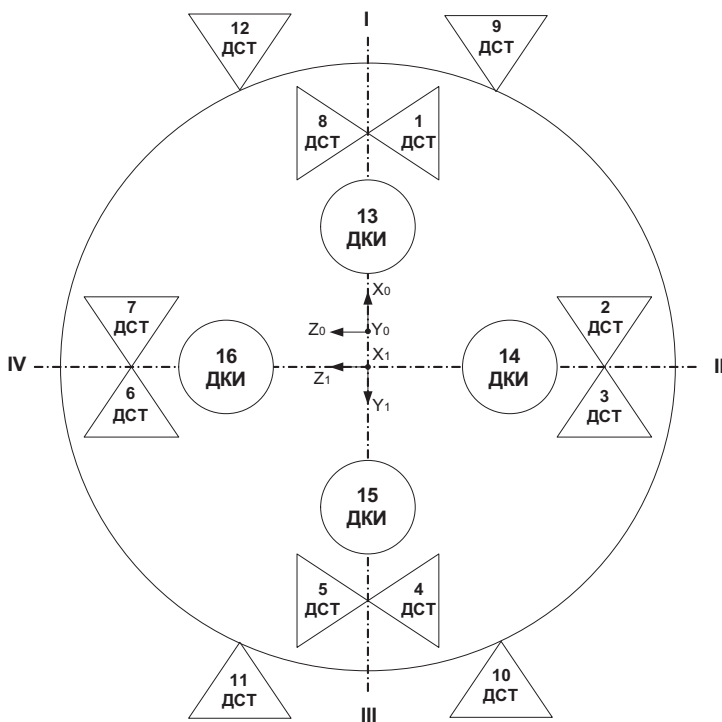


Рис. 7.2. Схема расположения ДМТ

Схема расположения ДМТ представлена на рис. 7.2.

ДМТ используются для стабилизации РБ и выполнения следующих операций:

- развороты космической головной части (КГЧ) перед включением МД на направление изменения орбиты,
- тепловые развороты КГЧ для обеспечения температурного режима космического аппарата и маршевого двигателя,
- развороты РБ для направления антенны бортового измерительного комплекса,
- поджатие компонентов топлива к заборникам перед включением МД,
- закрутка КГЧ перед отделением КА.

Управление РП по каналу курса и тангажа осуществляется по сигналам СУДН (ССО) путем подачи соответствующих сигналов управления на РП с контролем отклонения камеры МД по сигналам обратной связи с РП. В случае отказа основного канала РП в БСА осуществляется переключение на резервный канал.

В соответствии с циклограммой полета производится разделение магистралей перелива топлива. Процесс разделения магистралей перелива осуществляется по команде от СУДН (СУРП) путем включения соответствующих пиропустройств. Система управления смежными системами формирует команды на пиропустройства клапанов разделения магистралей.

7.4. Взаимодействие с системой обеспечения тепловых режимов

Система обеспечения тепловых режимов (СОТР) предназначена для поддержания тепловых режимов приборного отсека СУ РБ. Принцип действия системы основан на циркуляции теплоносителя между холодильником (устройствами охлаждения) и приборным отсеком (термоплатами, на которых установлены приборы). На термоплатах происходит передача теплоты от приборов к охлаждающей жидкости.

Жидкость насосом перекачивается в теплообменник, где передает свою теплоту горючему.

СОТР состоит из следующих элементов:

- насосного агрегата (два насоса и два автомата переключения);
- крана-переключателя;
- теплообменника, установленного в баке горючего;
- радиатора-излучателя, находящегося на внешней стороне РБ;
- одного трехканального датчика температуры.

Циркуляция теплоносителя в контуре системы теплового режима обеспечивается насосным агрегатом, в котором один насос (Н1) работает, а второй (Н2) находится в холодном резерве.

При отказе насоса СУ РБ осуществляет снятие напряжения с двигателя отказавшего насоса и подачу напряжения на двигатель другого насоса.

Отказ насоса определяется по сигналу «Отказ НА», который поступает в СУ РБ из автомата переключения насосного агрегата, срабатывающего при падении оборотов вала двигателя, обрыве обмотки двигателя или увеличении тока потребления двигателем, а также по размыканию контактов «датчиков сплошности», входящих в состав каждого насоса.

Охлаждение жидкости достигается пропуском ее через теплообменник в баке с горючим. После его отделения поддержание температуры в контуре осуществляется краном-переключателем, который переключает магистраль прохождения жидкости через радиатор или минуя его; команда на перекладку крана поступает в СОТР из СУ РБ по сигналу от датчика температуры.

При закрытом положении крана-переключателя жидкость проходит через термоплаты, на которых установлена аппаратура СУ РБ, при этом жидкость нагревается. При открытом положении крана-переключателя жидкость проходит дополнительно через радиатор-излучатель, при этом температура жидкости снижается. Происходит перенос теплоты от охлаждаемых блоков к радиатору.

Управление краном-переключателем происходит по следующей логике:

- при температуре жидкости $t \geq +25$ °С кран открывается;
- при $t \leq +15$ °С кран закрывается.

При включении СОТР во время предстартовой подготовки включается насос Н1, а кран-переключатель устанавливается в положение «открыто».

Состав и содержание команд, выдаваемых из СУ РБ в СОТР, следующие:

- включение насоса;
- отключение насоса;
- переключение с насоса Н1 на насос Н2;
- открытие крана-переключателя;
- закрытие крана-переключателя.

7.5. Управление пироустройствами и исполнительными элементами

Система управления смежными системами обеспечивает взаимодействие со следующими исполнительными элементами разгонного блока:

- пироклапанами, электропневмоклапанами (ЭПК) пневмогидравлической системы подачи (ПГСП) топлива;
- ЭПК маршевого двигателя (МД);
- пироклапанами, электрожидкостным клапаном (ЭЖК) управления рулевыми приводами;
- электрогидравлическим сервоприводом электрогидравлической системы (ЭГС);
- ЭПК, обмотками обогрева двигателей малой тяги (ДМТ);
- электроприводом теплозащитной крышки (ТЗК);
- ЭЖК дренажной системы;
- ПУ отделения космического аппарата.

Заключительными операциями СУСС являются операции по выдаче команд на подрыв ПУ сброса давления из емкостей баков высокого и низкого давления. Момент выдачи команд осуществляется по времени, отсчитываемому от появления признака «Окончание траекторного управления» от СУДН.

Управление пироустройствами реализуется через БУП. Управление электропневмоклапанами, электрожидкостными клапанами, теплозащитной крышкой и системой обеспечения теплового режима реализуется через БАДУ.

7.6. Взаимодействие с бортовым измерительным комплексом

Бортовой измерительный комплекс предназначен для сбора, обработки и передачи на наземный измерительный комплекс (НИК) информации о работе СУ РБ и связанных с ней систем и агрегатов, а также навигационной информации (параметров комплекса командных приборов).

Информация на НИК передается при предстартовой подготовке и в процессе полета. Управление включением и отключением аппаратуры БИК осуществляет СУ РБ.

Подача электропитания на аппаратуру бортового измерительного комплекса производится при наземной подготовке; снятие электропитания с указанных систем – по времени, заданному в ПЗ.

Подача электропитания на аппаратуру БИК («База РБ» и бортовые передатчики) осуществляется по времени, указанному в ПЗ, с базой отсчета от КП (включение) и от момента «отсечки» МД (выключение).

7.7. Взаимодействие с системой управления ракетой-носителем

Взаимодействие с системой управления ракетой-носителем (СУ РН), являющейся по отношению к СУ РБ автономной смежной системой, осуществляется путем выдачи разовых команд только на участке выведения (совместного полета с РН). Команды из СУ РН поступают в БЦВК через блок автоматики двигательной установки.

Из СУ РН в СУ РБ поступают следующие команды:

– «Контакт подъема» (КП) – команда К3 формируется в момент отрыва от Земли и является непрерывной до момента отделения РБ от РН. Команда К3 сигнализирует о переходе в полетный режим.

– «Предварительная команда» (ПК) – команда К17 является непрерывной до момента отделения РБ от РН. Команда К17 сигнализирует, что ракета-носитель вывела РБ в расчетную точку и разделение по штатной программе позволит выполнить автономный полет РБ по заданной программе.

– «Авария РН» – команда АК1 является непрерывной от момента фиксации аварии до момента отделения РБ от РН.

Каждая команда выдается из СУ РН по трем независимым каналам напряжением 27 В относительно «– 27 В» источника питания РН.

Из СУ РБ в СУ РН предусмотрена выдача команды «Авария КГЧ» (АК1С) замыканием «сухих» контактов. Команда АК1С – непрерывная, информирующая об отказе КА или СУ РБ.

7.8. Взаимодействие с бортовой системой управления космическим аппаратом

Взаимодействие СУ РБ с бортовой системой управления КА функционально разделено на три вида:

- выдача команд (временных меток) из СУ РБ в БСУ КА на участке выведения КА от момента старта до отделения КА от РБ;
- выдача команд в БСУ КА в соответствии с ПЗ;
- управление пиросредствами отделения КА.

Отделение КА от РБ осуществляется по команде от СУДН (СУРП), по которой СУСС формирует команды на подрыв пירוустройств отделения КА. Количество отделяемых космических аппаратов (не более трех), время отделения каждого КА и номера циклограмм подрыва задействованных пירוустройств указываются в ПЗ.

В процессе полета по командам от СУДН система управления смежными системами разгонного блока через БУП формирует следующие временные метки (ВМ) в БСУ КА:

- первое включение ДКИ для поджата КТ (ВМ1);
- первое отключение МД (ВМ2);
- любое включение (кроме первого и последнего) ДКИ для поджата КТ (ВМ3);
- любое отключение (кроме первого и последнего) МД (ВМ4);
- последнее включение ДКИ для поджата КТ (ВМ5);
- последнее отключение МД (ВМ6).

В соответствии с полетным заданием СУ РБ формирует и выдает следующие команды в БСУ КА через БУП:

- Команда К1 может использоваться как «Готовность к отделению» КА (ГО КА), «Инициализация КА», «Включение БСУ КА» и т.п. – по полетному заданию. Время выдачи команды К1 отсчитывается от КП, а длительность команды задается через ПЗ.
- Команда К2 может использоваться, как «Вкл. ТКС» и т.п. Команда К2 выдается через схему мажоритирования. Время выдачи команды К2 отсчитывается от КП, а длительность команды задается через полетное задание.
- Команды К3 и К4 могут выдаваться при спецтребованиях КА. Время выдачи команд К3 и К4 отсчитывается от КП, а длительность команд задается при корректировке ПО.

Система управления разгонным блоком также формирует команду «Авария РБ» (АВД1).

Команды ВМ1... ВМ6, АВД1, КП, ПК, К1, К3 выдаются СУ РБ по трем независимым каналам открытием переходов полевых транзисторов (по типу замыкания «сухих» контактов).

Команды К2, К4 выдаются в КА из СУ РБ по типу замыкания «сухих» контактов по одному дублированному каналу после схемы мажоритирования.

Длительность каждой команды ВМ1...ВМ6 составляет (0,2...1,0) с.

Длительность каждой команды К1, К2 составляет (614 ± 1) с или $(0,25 \pm 0,05)$ с. Длительность определяется требованиями КА и задается через полетное задание.

Время выдачи и длительность каждой команды К3, К4 определяются требованиями космического аппарата и реализуются при доработке ПО при адаптации СУ РБ для выведения конкретного КА.

Выдача временной метки ВМ4 при предпоследнем выключении МД может быть исключена через ПЗ введением соответствующего признака.

При отсутствии команды КП система управления смежными системами находится в режиме наземного контроля. При поступлении от НППК определенного кода (номера теста) в СУСС инициируется соответствующее воздействие (команда) на БСА, т.е. выполняется один из тестов наземного контроля функциональных трактов СУ РБ. Результаты выполнения тестов в виде сигналов «Тест норма», «Тест не норма» поступают в НППК.

При получении признака «Авария», который формируется в СУДН (СУРП), в СУСС разворачивается аварийная циклограмма, заключающаяся в отключении МД, сбросе КА, сбросе давления из ЦТБ, отключении передатчиков.

Из бортовой системы управления космическим аппаратом в СУ РБ выдается команда «Авария КА» – АК1С. Команда подается замыканием «сухих» контактов реле по трем независимым каналам, длительностью не менее 0,1 с.

СУ разгонного блока выполняет весь комплекс задач при выведении различных КА без замены и перенастройки бортовых приборов. Это, в частности, определяется тем, что алгоритмы и конкретные команды унифицированы. Электрический стык СУ РБ с СУ РН и БСУ КА унифицирован.

8. СИСТЕМА ФОРМИРОВАНИЯ ЦИФРОВОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Телеметрия является важным видом контроля функционирования разгонного блока. Она позволяет производить оценку работы бортовых систем во время выполнения задачи и в период проведения наземных испытаний как разобранного, так и собранного целиком комплекса и даже на этапе совместных испытаний разгонного блока (РБ) с космическим аппаратом (КА) и ракетой-носителем (РН). Телеметрия включает в себя комплекс средств, обеспечивающих сбор телеметрических данных, в том числе:

- специальную бортовую аппаратуру (датчики, преобразователи сигналов и т.д., измеряющие различные параметры работы всех бортовых систем) и бортовое программное обеспечение;
- комплекс накапливающей и радиопередающей аппаратуры;
- специальную принимающую наземную аппаратуру;
- специальное программное обеспечение, позволяющее производить обработку и анализ полученной телеметрической информации;
- специальное методическое обеспечение, описывающее алгоритмы анализа телеметрической информации на протяжении всего жизненного цикла разгонного блока.

Телеметрическую информацию (ТМИ) подразделяют на аналоговую (датчиковую, сигнальную и т.п.), то есть собранную с помощью специальной аналоговой бортовой аппаратуры – АТМИ, и цифровую, которая формируется внутри бортового цифрового вычислительного комплекса – ЦТМИ. Цифровая телеметрическая информация подразделяется на признаковую и параметрическую. В дальнейшем под признаковой информацией будем понимать цифровую сигнальную информацию (например, команды на включение или отключение различных устройств), полученную в системе управления разгонного блока. Под параметрической информацией будем понимать цифровую информацию систем и агрегатов РБ, поступающую в бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) и позволяющую произво-

дить оценку телеметрируемого параметра бортовой системы в функции времени (навигационные параметры системы управления РБ, параметры ориентации, температуры, по которым производится управление РБ и т.д.). Такая классификация цифровой ТМИ позволяет упростить процесс проектирования системы цифрового телеметрического обеспечения.

8.1. Проектирование системы сбора телеметрической информации

Основными требованиями при проектировании системы сбора телеметрической информации являются:

- обеспечение возможности анализа нормативности работы всех систем;
- разбор функционирования всех подсистем разгонного блока в нештатных ситуациях, а также обеспечение получения информации о событиях, предшествующих нештатной ситуации, для выявления причин ее появления.

При проектировании системы сбора телеметрической информации обычно решаются две задачи:

- выбор состава телеметрируемых параметров;
- выбор циклограммы их опроса.

Выбор набора параметров достаточно сложен и зависит от конкретной реализации системы управления разгонного блока, но должен производиться исходя как из основных требований к системе сбора телеметрической информации, так и из определенных специфических задач, которые должны выполняться разгонным блоком.

Так как основной задачей разгонного блока является доставка полезной нагрузки на определенную орбиту, то важной характеристикой является точность выведения полезной нагрузки. Для обеспечения анализа и улучшения летных характеристик на систему сбора телеметрической информации накладывается задача выдачи параметров системы управления, позволяющих оценить влияние различных факторов в процессе полета на точность выведения полезной нагрузки.

Телеметрическая система также используется при испытаниях разгонного блока для выявления его реальных технических характеристик. Поэтому при проектировании системы сбора цифровой информации от системы управления разгонным блоком необходимо включить параметры, позволяющие произвести данную оценку.

Таким образом, можно выделить следующие группы параметров:

- параметры, обеспечивающие телеметрирование основных этапов циклограммы полета разгонного блока;
- навигационные параметры движения разгонного блока после выполнения активного маневра;
- параметры, показывающие угловое положение разгонного блока во время выполнения основных маневров, в том числе программных разворотов, выполняемых на пассивных участках полета, а также параметры, показывающие скорость их изменения;
- параметры, обеспечивающие телеметрирование всех команд и сигналов на исполнительные органы с максимально возможным разрешением (причем если алгоритмически последовательность команд определена жестко и не может нарушаться, то возможно телеметрирование только команд, запускающих выполнение последовательности операций и команд);
- параметры для оценки работы основных математических алгоритмов системы управления, зависящих от условий функционирования разгонного блока (данные параметры можно восстановить из параметров первых трех групп путем наземного моделирования, однако данная задача является достаточно сложной, и для оперативности оценки эти параметры можно включить в общий перечень).

Задача выбора циклограммы вывода параметров также является сложной и зависит от многих особенностей как всего телеметрического тракта, так и от реализации управления разгонным блоком.

Система управления разгонного блока обычно работает в автономном режиме. Поэтому циклограмма сбора телеметрической информации должна быть универсальной и для штатного полета, и для возможного нештатного функционирования.

Для беспилотных аппаратов и ракет-носителей циклограммы сбора телеметрических параметров просты; они наследуют структуру, выработанную еще при создании аналоговых систем сбора телеметрической информации, где сбор информации происходит с некоего «зеркала» параметров с одинаковой частотой. Такой подход имеет свои преимущества:

- постоянная частота опроса параметров позволяет при анализе и дешифровке точно знать, какая информация и в какой момент времени сформирована на борту, что позволяет более надежно фильтровать ошибочные телеметрические сообщения;
- простота механизма реализации позволяет создавать алгоритмы сбора информации с минимальными затратами бортовых вычислительных ресурсов.

Однако существует и недостаток: для сбора достаточно большого количества телеметрируемых параметров (современные системы управления отличаются высокой сложностью и для осуществления контроля за ними количество телеметрируемых параметров достаточно велико) необходимо либо увеличивать пропускную способность канала, либо уменьшать частоту сбора параметров, которая может быть изменена только до определенного предела, так как появляется возможность пропуска значимых параметров.

Следующей применяемой схемой циклограммы сбора телеметрической информации может быть схема с независимыми частотами сбора различных групп параметров. Этот метод имеет те же достоинства, что и метод с постоянной циклограммой, однако за счет группировки параметров по различным скоростям опроса позволяет существенно снизить поток информации от системы сбора информации к системе ее накопления (телеметрической станции), хотя сложность алгоритмов формирования такого потока изменяется незначительно.

Количество команд, выдаваемых системой управления современным разгонным блоком, достаточно велико, частота их фиксации сопоставима с частотой управления разгонным блоком (вычислительный цикл системы управления РБ «Бриз-М» составляет 0,032768 секунды),

а объемы информации, которые может сохранить и передать на Землю телеметрическая станция, особенно при большом удалении от поверхности Земли, невелики. Так, для системы управления РБ «Бриз-М» принято ограничение на величину потока телеметрической информации в телеметрическую станцию и составляет примерно 5300 бит в секунду. При таких ограниченных объемах встает вопрос о возможности применения более сложных циклограмм сбора информации или применения специальных алгоритмов упаковки информации.

Усложнение циклограммы опроса параметров может выразиться в анализе различных функциональных признаков системы управления, говорящих о режиме, в котором находится система управления. И в зависимости от этого состояния происходит выбор групп параметров и частот их выдачи. Такой подход позволяет существенно снизить нагрузку на канал передачи информации от системы сбора телеметрической информации к телеметрической станции, однако сложность алгоритмов реализации системы сбора телеметрической информации резко увеличивает количество потребных вычислительных ресурсов. Кроме того, зависимость циклограммы сбора информации от состояния системы управления разгонным блоком не всегда позволяет выявить наземными средствами отклонения в структуре принятой информации, что допускает получение искаженных данных для дальнейшего анализа.

Например, при штатном качестве линии «борт – Земля» 10^{-5} сбоев на бит информации для защиты от приема искаженной информации обычно хватает инструментов самой телеметрической станции. Для РБ «Бриз-М» телеметрическая станция защищает всю информацию битом четности каждого переданного байта и его дублирование в следующем переданном на Землю байте. Вообще, телеметрическая станция передает на Землю так называемые «телеметрические слова». Размер телеметрического слова составляет десять бит информации; как уже говорилось, оно включает в себя восемь бит передаваемой на Землю информации от системы сбора и два бита четности – один бит текущего слова, другой бит предыдущего слова. Однако условия связи

в режиме реального выведения разгонным блоком полезной нагрузки зависят от многих причин. В частности, для обеспечения теплового баланса полезной нагрузки разгонный блок «закручивают» (задают некоторую постоянную скорость вращения вокруг одной из осей аппарата). В таком режиме сигнал с различных антенн телеметрической станции периодически теряется, и при минимальных его значениях качество информации сильно ухудшается (достигает величин более 10^{-1} сбоев на бит переданной информации). Такой уровень качества ТМИ требует дополнительных методов защиты информации со сложной циклограммой их образования.

Еще одним из вариантов увеличения пропускной способности каналов является применение различных способов сжатия телеметрической информации. Известно множество эффективных способов сжатия телеметрической информации, например:

- сжатие слабо изменяющейся параметрической информации путем передачи в составе телеметрического кадра не самих значений параметра, а его изменений;
- передача вместо быстро меняющегося сигнального параметра счетчика его изменений за определенный период;
- передача на Землю коэффициентов полинома, аппроксимирующих некоторую параметрическую величину, вместо передачи самой величины.

Эти способы позволяют еще более существенно понизить объем передаваемой информации, однако при искажениях информации сильно увеличивается вероятность потери множества параметрических точек.

Рассмотрим систему сбора информации системы управления разгонным блоком «Бриз-М».

Как уже было сказано выше, существуют ограничения, заданные разработчиками разгонного блока, на объемы данных, передаваемых из системы управления в телеметрическую станцию. Исходя из ограничений на объем, была выбрана минимальная порция, передаваемая

за один вычислительный цикл системы управления, которая составляла 22 байта.

Обычно при построении систем обмен по передаче информации происходит жестко установленными порциями информации. Это обусловлено упрощением реализации алгоритмов, обеспечивающих организацию обмена информации по реальным каналам передачи данных. Для РБ «Бриз-М» передача данных между системой управления и телеметрической станцией осуществлялась по магистральной линии передачи информации согласно ГОСТ Р 52070-2003 [5] (по мультиплексному каналу обмена (МКО), широко применяемому как в нашей стране, так и за рубежом). Порция данных, передаваемых за один цикл обмена, может составлять от 2-х до 64-х информационных байтов (32 слова данных, состоящих из 20 бит, из которых 16 бит – информационная составляющая). Размер 22-го байта согласовывается с размером информационной посылки по каналу обмена. В принципе, при разработке систем сбора информации необязательно руководствоваться объемом данных, транслируемым по физическим каналам обмена. При незначительном усложнении алгоритмов сбора информации можно создавать посылки (телеметрические массивы) любой величины, даже переменной, и передавать их буферизируя, разбивая на части, соответствующие физической величине передаваемой посылки (транспортные посылки). Однако искажение информации одной из транспортных посылок может повлечь за собой искажение всего телеметрического массива и привести к потере достаточно большого количества данных. Поэтому размер телеметрического массива для системы управления (СУ) разгонным блоком «Бриз-М» жестко связали с величиной транспортной посылки. Для упрощения идентификации посылок на наземный комплекс управления структура телеметрического кадра была так же жестко задана. Телеметрический массив СУ РБ «Бриз-М» содержал в первых четырех байтах номер массива (номер массива характеризует состав содержащейся в нем информации) и время формирования телеметрического массива в системе управления (это позволило избежать проблемы учета запаздываний в

передаче информации); остальные 18 байт содержали собранную телеметрическую информацию.

Количество телеметрируемых параметров для СУ РБ «Бриз-М» составляло 156.

Значительная часть ТМИ оформлена в виде матриц. Для сокращения объема данных количество элементов в матрицах решено было ограничить шестью вместо девяти, так как остальные три элемента легко могут быть получены из первых шести. Из 156 параметров 54 параметра составляли сигнальную информацию, упакованную в слова по 16 бит. Для обеспечения сжатия информации параметры с сигнальной и кодовой информацией упаковывались в массивы, которые выводились только при изменении одного из параметров.

Остальные параметры были упакованы в массивы по принадлежности и выводились с постоянной частотой, которая была выбрана для каждого массива своя.

Для удобства оценки работы системы навигации, системы траекторного управления и системы стабилизации и ориентации часть периодических массивов информации формируется на один и тот же момент времени, но отправляется на передачу в другой момент.

Бортовой вычислитель реализован в виде трехгранной системы, где в каждой грани используются два субвычислителя: контроллер ввода-вывода (КВВ) и центральный процессор (ЦПР). Телеметрическая информация формируется в обоих субвычислителях. В КВВ формируется в основном признаковая информация, в ЦПР, где располагается основная функциональная математика, формируется вся периодическая информация, информация о циклограмме полета и часть признаковой информации. Для обеспечения правильного взаимодействия с телеметрической станцией в ЦПР реализован специальный телеметрический буфер, который может помещать в себя до 100 массивов. Если в КВВ не образовался очередной признаковый массив, то КВВ считывает из телеметрического буфера ЦПР очередной массив для отправки по МКО; таким образом удается выравнять поток информации, выдаваемый от бортового вычислителя в телеметрическую станцию.

8.2. Обработка цифровой телеметрической информации на наземном комплексе управления

Оперативный анализ информации базируется на разработанной в МОКБ «Марс» программной системе автоматизированной обработки телеметрической информации системы управления разгонного блока, обеспечивающей на персональных компьютерах – ПК (рабочих станциях), установленных в едином центре управления полетом (ЕЦУП), декодировку ЦТМИ и АТМИ системы управления РБ, обработку исходной информации, визуализацию результатов обработки по ходу полета РБ на трех мониторах ПК и формирование печатных форм экспресс-отчета по проведенному полету.

Предварительная обработка ТМИ РБ «Бриз-М» в ЕЦУП выполняется с помощью разработанного Российским научно-исследовательским институтом космического приборостроения (РНИИ КП) [27] специального программного обеспечения, информационно-логическое взаимодействие которого с системой автоматического обеспечения ТМИ СУ определяется «Протоколом информационного сопряжения программного обеспечения обработки ТМИ РБ «Бриз-М» разработки РНИИ КП и программного обеспечения обработки ТМИ СУ разработки МОКБ «Марс».

Используемые для оперативной оценки результаты первичной и вторичной обработки ТМИ в различных видах отображения выводятся на экраны мониторов трех ПЭВМ. Состав информации и ее размещение на экране определяется спецификой выполняемого на каждом рабочем месте оперативного анализа и отображается на Экранах 1, 2 и 3.

8.2.1. Оперативный контроль выполнения циклограммы полета

Для оценки отработки циклограммы полета используется Экран 1. На нем же приводятся данные функционирования системы траекторного управления (СТУ), системы управления режимами полета (СУРП), системы задания разворотов (СЗР), системы управления смежными системами (СУСС), отображение изменения параметров формируемых орбит, результатов идентификации аварийных ситуаций в случаях

формирования команды «Авария» и отклонений в работе бортового цифрового вычислительного комплекса. Информация на Экране 1 (рис. 8.1 – 8.4) располагается в семи окнах.

В окно 1.1 выводятся сообщения о временной последовательности отработки циклограммы полета, формируемые по факту поступления характерных телеметрических признаков. Объем формируемых сообщений представлен в табл. 8.1.

Окно 1.2 (рис. 8.1) содержит текущие значения параметров формируемой орбиты, вычисленные по ЦТМИ системы навигации и информационного обеспечения:

- текущее время полета от КП, с;
- высота апогея, м;
- высота перигея, м;
- эксцентриситет;
- наклонение, град;
- долгота восходящего узла, град;
- аргумент перицентра, град;
- аргумент широты, град;
- фокальный параметр, м;
- период обращения, с;
- функционал энергии, $\text{м}^2/\text{с}^2$.

Окно 1.3 (рис. 8.1) содержит организованное с помощью соответствующих индикаторов символьное отображение работы двигателя коррекции импульса (ДКИ) и маршевого двигателя (МД) – вкл./выкл.

Каждому из четырех ДКИ соответствует индикатор с тремя сегментами. Если ДКИ не включен, то сегменты не подсвечиваются. При появлении от системы стабилизации и ориентации (ССО) сигнала на включение определенного ДКИ второй сегмент его индикатора окрашивается в желтый цвет. Первый сегмент окрашивается при поступлении из СТУ или СУРП команды на включение ДКИ на поджатие. По ответному сигналу из АТМИ, подтверждающему включение данного ДКИ, подсвечивается третий сегмент данного индикатора.

Подготовка к работе МД, его включение, работа и отключение отображаются с помощью 11 индикаторов, характеристики которых и время индикации, отсчитанные от предварительной команды на включение МД, приведены в табл. 8.2.

В окне 1.4 (рис. 8.1) располагаются данные по текущим значениям параметров движения РБ и системы управления:

- номер маневра;
- условное время сгорания массы РБ, с;
- модуль скорости, м/с;
- модуль радиус-вектора, м;
- траекторный угол, град;
- программные значения:
 - угла тангажа, град,
 - угловой скорости тангажа, град/с,
 - угла рыскания, град,
 - угловой скорости рыскания, град/с;
- отклонение текущего межрамочного угла, град;
- кажущаяся скорость – WKS, м/с;
- приращение кажущейся скорости за 6 тактов – DWMS, м/с.

Окно 1.4 по команде, вводимой с клавиатуры ПК, может замещаться окном 1.5 (рис. 8.2), содержащим следующую информацию:

- признак задействования аппаратуры ретрансляционного комплекса;
- угол целеуказания радиоантенны (РА), град;
- признак радиовидимости спутника-ретранслятора (СР);
- признак наведения по крену;
- признак наведения РА;
- отклонение текущего межрамочного угла, град.

При формировании системой управления РБ аварийной команды «Авария» в окне 1.6 (рис. 8.3) на красном фоне появляются сообщения: команда «Авария» и ее причина – «Авария КА» или «Авария РБ». В последнем случае выдается дополнительное сообщение, детализирующее аварийную ситуацию – «Отказ МД» или «Потеря стабилизации».

МОКБ 'МАРС'. Обработка ТМИ СУ РБ 'Бриз-М'. Экран 1

1. Окно обработки циклограммы

T= 589.37: Команда на открытие ТК
 T= 608.50: Команда на открытие ТЗК
 T= 621.61: Зона опроса команды 'Серос ГО'
 T= 641.11: Команда на включение ДКИ
 T= 641.11: Временная метка ВМ1
 T= 641.30: Включение ДКИ
 T= 647.99: Предварительная команда на включение МД
 T= 649.43: Команда на включение МД

3. Работа ДКИ и МД

ДКИ1: ДКИ2:
 ДКИ3: ДКИ4:

КМДРР: КМДГЛ:
 БКНО: БКНГ:
 КУ: РП: БКП:
 КД1: КД2:
 КПК: Пр. МД:

2. Параметры орбиты

Текущее время от КП, с =649.76
 Высота апогея, м =189533.50
 Высота перигея, м =-1188612.5
 Эксцентриситет =0.117216
 Наклонение, град. =51.52
 Долг. восх. узла, град. =9.11
 Аргумент перигея, град. =-77.21
 Аргумент широты, град. =88.89
 Фокальный параметр, м =5797890
 Период обращения, с =4485.68
 Функционал энергии, м²/с² =-33902320

4. Параметры для РБ и СУ

Номер маневра =1
 Условное время сгор., с =4037.8
 Модуль скорости, м/с =7352
 Модуль радиуса, км =6542
 Траекторный угол, град. =1.8196
 Угол тангажа, град. =0.00000
 Скор. угла тангажа, град./с =0.00000
 Угол рыскания, град. =0.00000
 Скор. угла рыскания, град./с =0.00000
 Откл. тек. межрам. угла, град. =1.1319
 WKS, м/с =0.8
 WIMS, м/с =0.0127

01-экран1 02-экран2 03-экран3 04-экран4 010-меню 011-пауза 0021 01:35:28

Рис. 8.1. Пример отображения информации на Экране 1

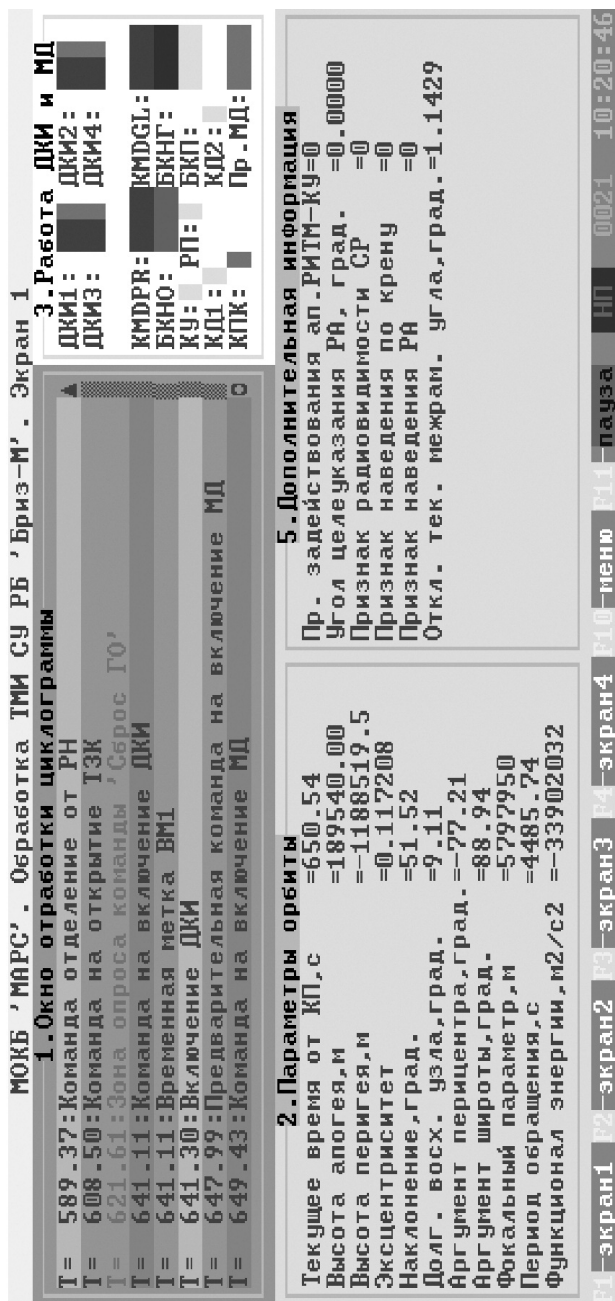


Рис. 8.2. Пример отображения информации на Экране 1 при замещении окна 1.4 окном 1.5



Рис. 8.3. Пример отображения информации на Экране 1 при замещении окна 1.4 окном 1.6

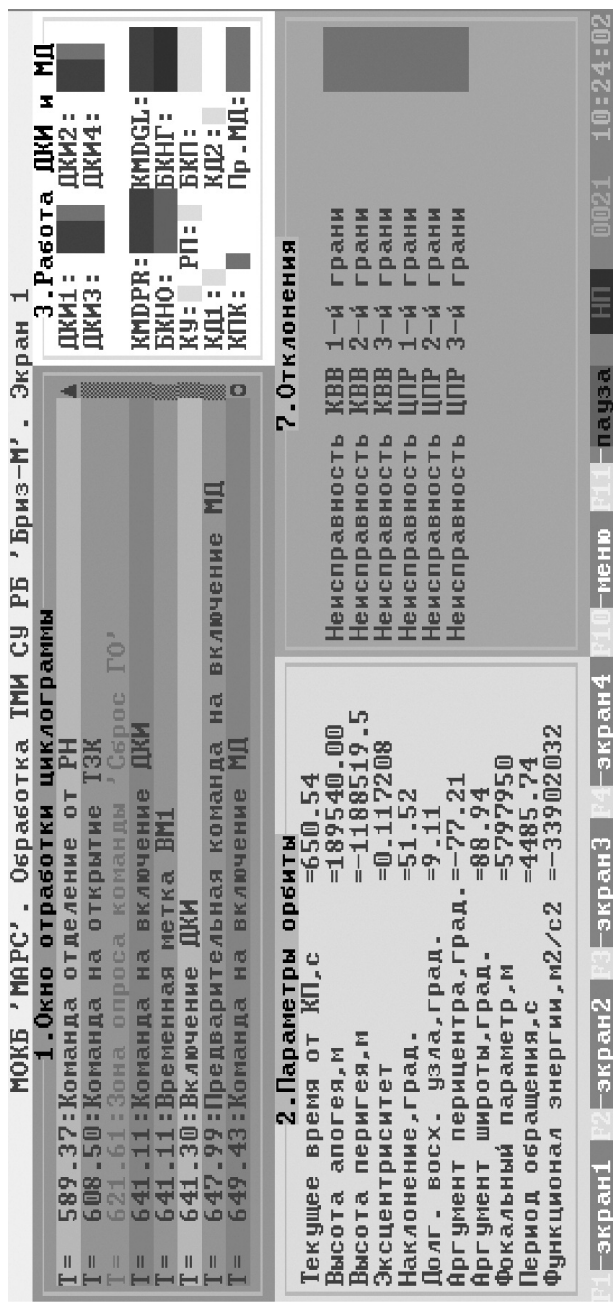


Рис. 8.4. Пример отображения информации на Экране 1 при размещении окна 1.4 окном 1.7

Таблица 8.1

Перечень формируемых сообщений (окно 1.1)

Сообщение	Источник информации
Контакт подъема	СУСС
Включение обогрева ДМТ	СУСС
Зона опроса команды «Сброс ГО»	СУСС
ГО сброшен	СУСС
Отделение ГО	АТМИ
Начало «сухого запуска» МД	СУСС
Конец «сухого запуска» МД	СУСС
Команда РН ПК – К17	СУСС
Начало режима. Переход на активный участок	СТУ
Расстыковка электросоединителей РН и РБ	АТМИ
Сигнал отделения от РН	СУСС
Команда КО	СУСС
Блокировка управления через ДСТ	СУРП
Блокировка управления через ДКИ	СУРП
Блокировка управления через ДСТ снята	СУРП
Команда на включение ДКИ	СТУ, СУРП
Команда на отключение ДКИ	СТУ, СУРП
Блокировка управления через ДКИ при поджатии	СУРП
Предварительная команда на включение МД	СТУ
Команда на включение МД	СТУ
Выход МД на 70 % от номинальной тяги	СТУ

Таблица 8.1 (продолжение)

Сообщение	Источник информации
Ожидание режима «отсечки» МД	СТУ
Команда на отключение МД	СТУ
Конец режима. Переход на пассивный участок	СТУ
Временная метка ВМ1	СУРП
Временная метка ВМ2	СУРП
Временная метка ВМ3	СУРП
Временная метка ВМ4	СУРП
Временная метка ВМ5	СУРП
Временная метка ВМ6	СУРП
Режим точной стабилизации	СТУ
Режим грубой стабилизации	СТУ
Разворот «+X» РБ по вектору скорости	СЗР
Ориентация произвольной оси РБ для отделения КА	СЗР
Разворот на импульс	СЗР
Разворот оси «+X» на заданное направление	СЗР
Разворот на Солнце оси «+X» РБ	СЗР
Разворот на Солнце оси «-X» РБ	СЗР
Разворот произвольной оси РБ на заданное направление	СЗР
Ориентация оси «+X» РБ для отделения КА	СЗР
Разворот РБ на 180 градусов по углу тангажа	СЗР
Режим стабилизации РБ в ориентации на окончание маневра	СЗР

Таблица 8.1 (продолжение)

Сообщение	Источник информации
Стабилизация РБ в текущей ориентации	СЗР
Настройка СТУ	СУРП
Команда на открытие ТЗК	СУСС
Крышка ТЗК открыта	БАДУ
Команда на закрытие ТЗК	СУСС
Крышка ТЗК закрыта	БАДУ
Включение «Базы» для проведения РКО	СУСС
Окончание режима РКО. Отключение «Базы»	СУСС
Режим отделения КА	СТУ
Готовность к отделению КА по ориентации	СТУ
Разворот стабилплаты выполнен	СНИО
Готовность отделения КА	СУРП
Отделение КА	СУСС СУРП
Выработка заданной ориентации после отделения КА	СУРП
Конец режима отделения КА	СУРП
Конец траекторного управления	СТУ
Сброс газа наддува из ШРБ, БВД, БДНГ	СУСС
Сброс газа наддува из БНДО	СУСС
Авария	СУРП
Авария РН	СУСС
Авария КА	СУСС

Таблица 8.1 (окончание)

Сообщение	Источник информации
Авария РБ	СУРП
Потеря стабилизации	СУРП
Отказ МД	СУРП
Принудительная отсечка МД	СУРП
Отказ МД в режиме ожидания отсечки	СУРП
Окончание компонентов топлива	СУРП
Сброс газа наддува из БНДО	СУСС
Авария	СУРП
Авария РН	СУСС
Авария КА	СУСС
Авария РБ	СУРП
Потеря стабилизации	СУРП
Отказ МД	СУРП
Принудительная отсечка МД	СУРП
Отказ МД в режиме ожидания отсечки	СУРП
Окончание компонентов топлива	СУРП
Режим контроля ОКТ	СУРП
Снятие блокировки управления через ДКИ при поджатии	СУРП
Отключение аппаратуры «Пирит»	СУСС
Окончание разворота	СЗР
Разрыв соединительных кабелей между РБ и КА	СУСС

Таблица 8.2

Индикация подготовки и запуска МД

Название индицируемых операций и сигналов	Идентификатор сегмента	Вид ТМИ	Номер сегментов	Цвет сегмента	Время индикации (с)
1. Предварительная команда на включение МД	KMDPR	ЦТМИ	1-4	желтый	0,7
2. Включение клапанов БКНО 1 клапан 2 клапан 3 клапан 4 клапан	БКНО	ЦТМИ	1	красный	0,1
2 клапан			2	красный	0,1
3 клапан			3	красный	0,1
4 клапан			4	красный	0,1
3. Включение клапанов БКНГ 1 клапан 2 клапан 3 клапан 4 клапан	БКНГ	ЦТМИ	1	синий	0,1
2 клапан			2	синий	0,1
3 клапан			3	синий	0,1
4 клапан			4	синий	0,1
4. Включение обмотки «Откр.» КУ	КУ	ЦТМИ	1	зеленый	0,7
5. Включение РП	РП	ЦТМИ	1	зеленый	0,7
6. Команда на включение МД	KMDGL	ЦТМИ	1-4	желтый	1,0
7. Включение клапанов пуска 1 клапан 2 клапан 3 клапан 4 клапан	БКП	ЦТМИ	1	зеленый	0,1
2 клапан			2	зеленый	0,1
3 клапан			3	зеленый	0,1
4 клапан			4	зеленый	0,1
8. Включение 1-го дренажного клапана	КД1	ЦТМИ	1	зеленый	1,0
9. Включение 2-го дренажного клапана	КД2	ЦТМИ	1	зеленый	1,0
10. Закрытие клапана пусковой камеры Открытие клапана пусковой камеры	КПК КПК	ЦТМИ	1	зеленый	1,7
11. Признак включения МД	Пр. МД	ЦТМИ	1	желтый	1,8

В такой ситуации в окне 1.1 (рис. 8.3) будут отображаться сообщения о ходе выполнения аварийной программы окончания полета.

Если авария КА возникла на участке совместного полета РБ с РН, то аварийная программа окончания полета будет выполняться только после отделения РБ от РН, то есть после прохождения команды «Контакт отделения». Если же на этом участке случилась авария РН, то в окне 1.6 (рис. 8.3) формируется сообщение «Авария РН».

При аварийных ситуациях, а также в случаях окончания маневров по принудительной «отсечке» МД, на место окна 1.4 или 1.5 автоматически вызывается окно 1.6 (рис. 8.3), на малиновом фоне которого фиксируются в индикаторном режиме (в каждом индикаторе четыре сегмента желтого цвета) условия полета РБ, определяемые из следующего перечня:

- авария;
- авария РН;
- авария КА;
- авария РБ;
- потеря стабилизации;
- отказ МД;
- принудительная «отсечка» МД;
- отказ МД в режиме ожидания «отсечки»;
- окончание компонентов топлива;
- режим контроля ОКТ.

Отклонения от нормального функционирования БЦВК отображаются путем автоматического замещения окна 1.4 или 1.5 на окно 1.7 (рис. 8.4), в котором (так же на малиновом фоне и в индикаторном режиме с четырьмя сегментами желтого цвета) фиксируется вид нарушения нормального режима работы БЦВК:

- отказ КВВ 1-й грани;
- отказ КВВ 2-й грани;
- отказ КВВ 3-й грани;
- отказ ЦПР 1-й грани;

- отказ ЦПР 2-й грани;
- отказ ЦПР 3-й грани.

Идентификация отказов БЦВК выполняется по значениям телеметрируемых слов ISTISPT и PTIV в соответствии с табл. 8.3.

Таблица 8.3

Перечень состояний БЦВК

Значение слов телеметрии		Состояние БЦВК
ISTISPT	PTIV	
XE7F	0007	Исправен
XE7E	0007 V 0006	Отказ КВВ 3-й грани
XE7D	0007 V 0005	Отказ КВВ 2-й грани
XEВВ V XXВВ	0007 V 0003	Отказ КВВ 1-й грани
XE77 V XC77	0007	Отказ ЦПР 3-й грани
XE6F V XA6F	0007	Отказ ЦПР 2-й грани
XE5F V X66F	000X	Отказ ЦПР 1-й грани

Примечание: X – любое состояние битов в тетраде.

Значения слов телеметрии ISTISPT и PTIV, отличных от приведенных в табл. 8.2, рассматриваются как состояние двойного отказа.

Окна 1.6 и 1.7 могут быть вызваны на экран или убраны с него по команде, набираемой на клавиатуре ПК.

Анализ по информации Экрана 1. По поступающим в окно 1.1 сообщениям контролируются последовательность отработки типовых полетных операций (ТПО) и время выработки бортовой системой управления команд и ключевых признаков, определяющих выполненные циклограммы полета и функционирование системы управления.

Имеется возможность просматривать сообщения, выданные в окно 1.1. Для этого используются клавиши «Up», «Down» и «PageUp», «PageDown».

Цвет шрифта сообщений, не совпадающих по времени с эталонным протоколом из соответствующего файла, подкрашивается темно-серым. Сообщения 19-го массива ТМИ выдаются на синем фоне, а предваряющие их сообщения, полученные из признаков – на светло-сером.

На активных участках полета по информации, выводимой в окно 1.2 (рис. 8.1), контролируются процесс изменения параметров формируемой орбиты и динамика их приближения к расчетным значениям.

Для оценки методической точности наведения РБ по ЦТМИ навигационной системы (НС) используются значения оскулирующих параметров орбиты* в указанный момент времени, номенклатура которых для целевых орбит совпадает с номенклатурой параметров, задаваемых ТЗ на СУ РБ «Бриз-М» по конкретным типам орбит. Нормативной считается методическая точность на уровне не ниже 10-15 % допустимых отклонений по каждому контролируемому параметру. Допустимые величины ошибок по контролируемым параметрам целевых орбит задаются «Приложением 1 к ТЗ на СУ РБ». Допустимые отклонения по параметрам промежуточных орбит определяются МОКБ «Марс» при подготовке разделов ПЗ по результатам моделирования выведения на динамических стендах с учетом заданных диапазонов изменения возмущающих факторов и располагаемой точности комплекса командных приборов (ККП).

Соотношения для расчета оскулирующих параметров ($T_{обp}$ – период обращения; e – эксцентриситет орбиты; P – фокальный параметр; i – наклонение орбиты; Ω – долгота восходящего узла; $\omega_{п}$ – аргумент перигея; ϑ – истинная аномалия; U – аргумент широты; H_a – высота апогея; $H_{п}$ – высота перигея; a – большая полуось орбиты) имеют вид:

* Оскулирующая орбита – орбита, по которой стало бы двигаться небесное тело, если бы в некоторый момент времени возмущающие силы внезапно перестали действовать на тело. Она может быть определена для любого момента времени, причем разным моментам времени соответствуют различные оскулирующие орбиты. Элементы, определяющие такую орбиту, называются оскулирующими элементами, а момент времени, для которого эти элементы вычислены – моментом, или эпохой, оскуляции.

$$T_{\text{обр}} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}};$$

$$a = \frac{\mu \cdot R}{2 \cdot \mu - R \cdot V^2};$$

$$C = |\bar{C}|;$$

$$\bar{C} = \bar{R} \cdot \bar{V} = (C_1, C_2, C_3);$$

$$e = \sqrt{1 - P/a};$$

$$P = \frac{1}{\mu} \cdot C^2;$$

$$i = \arccos \frac{C_3}{C};$$

$$\Omega = \text{arcctg} \frac{C_1}{-C_2};$$

$$\vartheta = \text{arcctg} \frac{C \cdot (\bar{R} \cdot \bar{V})}{\mu(P - R)};$$

$$U = \text{arcctg} \frac{R_2 \cdot \cos \Omega - R_1 \cdot \sin \Omega}{R_1 \cdot \cos \Omega - R_2 \cdot \sin \Omega};$$

$$\omega_{\text{II}} = U - \vartheta;$$

$$H_a = R_a - R_3;$$

$$H_{\text{II}} = R_{\text{II}} - R_3;$$

$$R_a = \frac{P}{1 - e};$$

$$R_{\text{II}} = \frac{P}{1 + e},$$

где $\mu = 3,9860044 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли;

$R_3 = 6378 \text{ км}$ – экваториальный радиус Земли;

$\bar{R} = (R_1; R_2; R_3)$ – измеренный радиус-вектор РБ относительно гринвичской инерциальной системы координат (ГИСК);

$\bar{V} = (V_1; V_2; V_3)$ – измеренный вектор абсолютной скорости РБ относительно ГИСК;

R – модуль радиус-вектора;

V – модуль вектора скорости.

Для изделий, выводимых на геостационарную орбиту (ГСО), в качестве контролируемых параметров используются период обращения, наклонение орбиты и эксцентриситет орбиты ($T_{\text{обр}}$, i и e).

Функционирование системы наведения на маневре увода отработавшего РБ оценивается по величине реализованного приращения характеристической скорости и по изменению оскулирующих параметров орбиты (e , i , $T_{\text{обр}}$, R_a , R_n) на момент окончания увода.

По индикаторному отображению в окне 1.3 (см. рис. 8.1) функционирования блока автоматики двигательной установки (БАДУ) выполняется оценка выполнения операций процесса запуска и отключения МД как при «сухом запуске», так и в полете. Рост тяги после прохождения команды на включение маршевого двигателя контролируется по поступлению в окно 1.1 (см. рис. 8.1) сообщения «Выход МД на 70 % от номинальной тяги».

Контроль включения ДКИ при поджатии и уводе РБ выполняется после появления индикации по двигателям малой тяги (ДМТ) в верхней части окна 1.3 (см. рис. 8.1).

Контроль процесса наведения радиоантенны на спутник-ретранслятор для передачи ТМИ с помощью аппаратуры «Ритм-Ки» проводится по информации в окне 1.5, вызываемом по команде с клавиатуры. Задействование аппаратуры «Ритм-Ки» к работе сопровождается появлением в окне «Признака задействования аппаратуры «Ритм-Ки», равного 1.

Радиовидимость спутника-ретранслятора определяется по «Признаку радиовидимости СР»:

0 – нет радиовидимости;

1 – есть радиовидимость.

«Признак наведения РА» принимает значения:

0 – отсутствие наведения РА на СР;

1 – точное наведение РА на СР;

2 – наведение РА на СР с обеспечением связи за счет ширины диаграммы направленности РА в плоскости сканирования.

«Признак наведения по крену» принимает значения:

0 – отсутствие наведения плоскости сканирования РА на СР;

1 – точное наведение плоскости сканирования РА на СР;

2 – наведение плоскости сканирования РА на СР с обеспечением связи за счет ширины диаграммы направленности.

Помимо этих параметров в окне 1.5 контролируется также величина отклонения текущего межрамочного угла, значение которого должно быть в допустимом пределе ± 30 градусов.

Возникновение аварийной ситуации полета РБ диагностируется по вырабатываемым БСУ и телеметрируемым в составе ЦТМИ команде «Авария» и признаку «Авария РБ» и отображается соответствующими сообщениями в окнах 1.1 и 1.6.

Выполнение аварийной циклограммы контролируется по информации, формируемой в окнах 1.1, 1.3 (рис. 8.1), 2.1 (рис. 8.5), а также в окне 3.3 на рис. 8.8.

Если по циклограмме полета на последнем маневре с включением МД предусматривается его работа до полной выработки компонентов топлива, то переход в режим контроля окончания компонентов топлива сопровождается выдачей на Экране 1 в окнах 1.1 и 1.6 (рис. 8.3) сообщения «Режим контроля ОКТ». Окончание компонентов топлива диагностируется по факту падения приращения модуля кажущейся скорости за шесть тактов работы БЦВК (DWMS) ниже определенного уровня и сопровождается в БСУ формированием команды на принудительную «отсечку» МД. На Экране 1 в тех же окнах фиксируются сообщения «Окончание компонентов топлива», «Принудительная «от-

сечка» МД» и формирования соответствующих признаков окончания текущего режима.

Если отказ МД зафиксирован в режиме ожидания штатной «отсечки», т.е. за 5 секунд (на доразгоне за 10 секунд) до прогнозируемого момента времени «отсечки» МД, то по этому факту формируется команда на принудительную «отсечку» МД, вырабатываются сообщения «Принудительная отсечка МД» (окна 1.1, 1.6) (см. рис. 8.3) и текущий маневр заканчивается.

8.2.2. Анализ работы системы стабилизации и ориентации и системы задания разворотов

Для анализа работы системы стабилизации и ориентации и системы задания разворотов используется Экран 2. Информация на Экране 2 (рис. 8.5, 8.6) располагается в пяти окнах.

Окно 2.1 используется для символьного отображения работы (вкл./выкл.) двигателей стабилизации (ДСТ) и ДКИ с той же логикой включения индикаторов ДКИ, как и в окне 1.3.

Каждому из 12 ДСТ соответствует индикатор с двумя сегментами. Если ДСТ не включен, то сегменты не подсвечиваются. При появлении от ССО сигнала на включение определенного ДСТ первый сегмент его индикатора окрашивается в желтый цвет. По ответному сигналу из АТМИ, подтверждающему включение данного ДСТ, подсвечивается второй сегмент данного индикатора. Индикация этого сегмента выполняется и при «сухом запуске».

Окно 2.2 (рис. 8.5) предназначено для табличного представления изменения текущих параметров углового движения и содержит:

- текущее время, с;
- угловые отклонения ССК относительно заданной ориентации:
 - по крену – EFID, град,
 - по курсу – EPSID, град,
 - по тангажу – ETETD, град;

– фильтрованные значения угловых скоростей относительно связанных осей (OMGX, OMGY, OMGZ), град/с.

Окно 2.3 (рис. 8.5) отражает параметры СЗР, формируемые на пассивных участках, и признаки работы ДУ:

- отклонение расчетного межрамочного угла, град;
- отклонение текущего межрамочного угла, град;
- продолжительность частного разворота, с;
- номер оси разворота – IPOS;
- значения признаков IPGR, IPRD, IPYD, IPRZ, определяющих особенности состояния и работы СЗР;
- признак точной стабилизации;
- обратный счетчик частных разворотов – KOR41T;
- признак режима ориентации на направление выдачи импульса – KSTUZ;
- признак перехода на активный участок – KSTU;
- признак включения ДКИ на поджатие – NDKI;
- признак включения МД – KMDGL;
- признак выхода МД на 70 % от номинальной тяги – NMDUR.

Окно 2.4 (рис. 8.5) используется для выдачи параметров и признаков работы ССО и СЗР и содержит:

- текущее время, с;
- код операции программного разворота (IPRSR), сопровождаемый индикатором выполнения ТПО СЗР (сегмент окрашивается в желтый цвет, если ТПО выполняется, и в серый цвет, если не выполняется);
- оценка расхода массы топлива ДСТ, кг;
- оценка расхода массы топлива ДКИ, кг;
- заданная точность стабилизации, град;
- коды слов признаков PSSO, TRSO.

Окно 2.2 по команде, вводимой с клавиатуры ПЭВМ, может замещаться окном 2.5 (рис. 8.6), содержащим следующую информацию:

- текущее время, с;
- сигналы управления на входе привода по тангажу и курсу SIGTC, SIGKC, град;
- сигналы ориентации и стабилизации по крену, курсу и тангажу SIGX, SIGY, SIGZ, град;
- отклонение камеры сгорания по тангажу и курсу TETKC, PSIKC, град.

В 16-разрядных признаковых словах PSSO, TRSO отображаются признаки реализации следующих операций и процессов:

PSSO/0 – признак окончания установки камеры МД;

PSSO/5 – признак окончания ориентации;

PSSO/6 – признак реализации гашения закрутки;

PSSO/7 – признак реализации закрутки;

TRSO/0 – начальная выставка рулевых приводов;

TRSO/2 – стабилизация на пассивных участках;

TRSO/3 – стабилизация крена;

TRSO/4 – стабилизация с использованием ДКИ;

TRSO/5 – ориентация;

TRSO/6 – стабилизация на активных участках;

TRSO/7 – закрутка;

TRSO/8 – гашение закрутки.

Анализ по информации Экрана 2. Изменение состояния 16 индикаторов ДМТ в окне 2.1 дает косвенное представление о работе ССО.

Синхронность включения (отключения) клапанов ДМТ с изменением сигналов управления проверяется по одновременности подсветки последнего сегмента индикаторов работы ДСТ и ДКИ с подсветкой других сегментов каждого ДМТ.

Оценка функционирования ССО при стабилизации и отработке заданных разворотов проводится по информации, выводимой в окна 2.2 и 2.5 (рис. 8.5, 8.6). Контроль обеспечения заданной точности стабилизации, значение которой указывается в окне 2.4 (рис. 8.6),

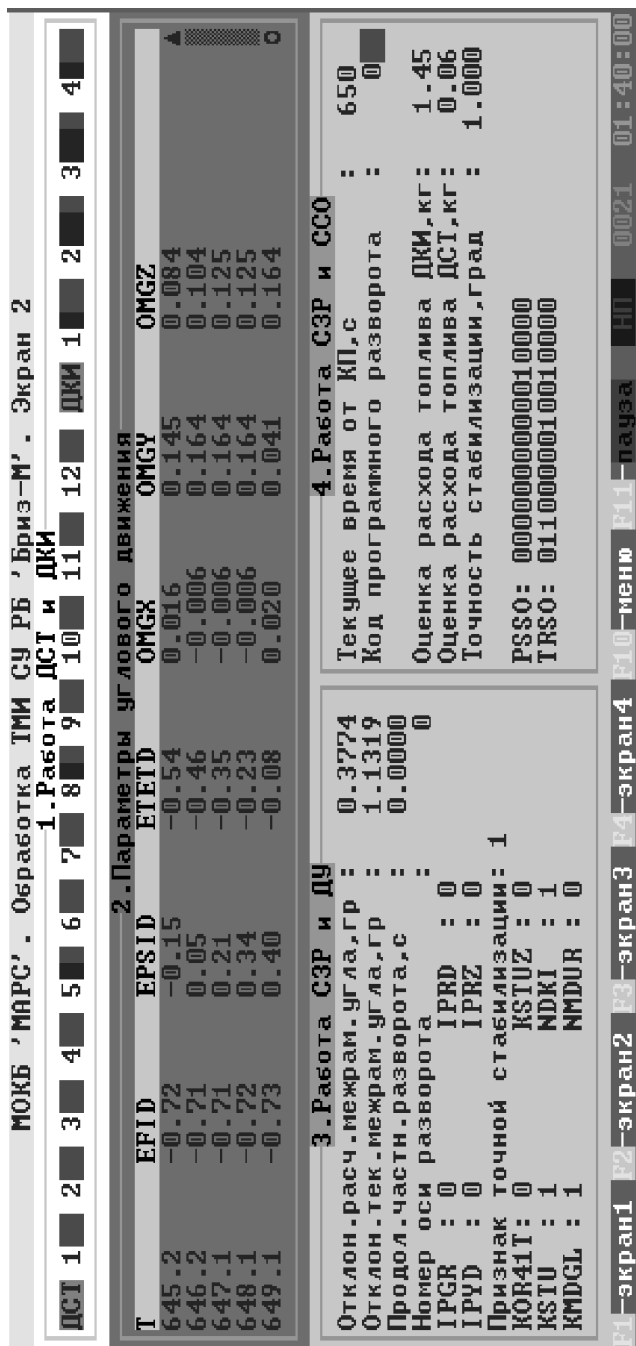


Рис. 8.5. Пример отображения информации на Экране 2

МОКБ 'МАРС'. Обработка ИМИ СУ РБ 'Бриз-М'. Экран 2

1. Работа DST и ДКИ

DST 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 ДКИ 1 2 3 4

5. Параметры углового движения

T	SIGTC	SIGKC	SIGX	SIGY	SIGZ	TETKC	PSIKC
646.2	0.00	0.00	0.73	-0.78	-0.01	0.00	0.00
647.1	0.00	0.00	0.73	-0.94	-0.21	0.00	0.00
648.1	0.00	0.00	0.74	-1.06	-0.33	0.00	0.00
649.1	0.00	0.00	0.61	-0.58	-0.65	0.00	0.00
650.1	0.00	0.00	0.74	-0.87	-0.82	0.00	0.00

3. Работа СЗР и ДУ

Отклон.расч.межрам.угла,гр : 0.3774
 Отклон.тек.межрам.угла,гр : 1.1429
 Продол.частн.разворота,с : 0.0000
 Номер оси разворота : 0
 IPRG : 0 IPRD : 0
 IPRD : 0 IPRZ : 0
 Признак точной стабилизации: 1
 KOR41T: 0 KSTUZ : 0
 KSTU : 1 NDKI : 1
 KMDGL : 1 NMDUR : 0

4. Работа СЗР и ССО

Текущее время от КП,с : 651
 Код программного разворота : 0
 Оценка расхода топлива ДКИ,кг: 1.45
 Оценка расхода топлива DST,кг: 0.06
 Точность стабилизации,град : 1.0000
 PSSO: 000000000000100000
 TRSO: 111100000000000000

Э1-экран1 Э2-экран2 Э3-экран3 Э4-экран4 П10-меню П11-пауза ПП 00021 10:27:26

Рис. 8.6. Пример отображения информации на Экране 2 при замещении окна 2.2 окном 2.5

выполняется в автоматическом режиме по критерию «норма», «ненорма» по величинам угловых отклонений связанной системы координат (ССК) – EFID, EPSID, ETETD от заданной ориентации, выводимых на экран в окне 2.2.

На активных участках этот контроль начинается через 40 секунд после включения МД и заканчивается при переходе в режим ожидания «отсечки» МД, то есть за 10 секунд до отключения двигателя на разгоне и за 5 секунд на других маневрах.

На пассивных участках при изменении ориентации контроль ведется по угловым отклонениям двух осей ССК, относительно которых не выполняется частный разворот. По окончании разворота по фиксируемому в окне 2.3 (см. рис. 8.5, 8.6) признаку KOR41T = 0 контроль ведется по всем трем каналам стабилизации.

В состоянии «ненорма» подсвечивается строка окна 2.2 (рис. 8.5), на которой зафиксировано отклонение за допустимые пределы хотя бы одного из контролируемых угловых отклонений.

Выполнение разворотов РБ на пассивных участках полета для требуемого изменения ориентации обеспечивается путем отработки ССО команд, формируемых СЗР. При расчете ориентации РБ и при переходе от одной ориентации к другой СЗР учитывает ограничение от ККП по допустимым величинам межрамочного угла гиростабилизированной платформы (ГСП). Для обеспечения надежного предотвращения в полете ситуации «складывания» рамок ГСП формируемые в СЗР команды вырабатываются с учетом следующих положений:

- пространственные развороты РБ реализуются как последовательности частных плоских разворотов вокруг осей ССК РБ, в ходе которых не нарушаются ограничения по межрамочному углу ГСП;
- первый частный разворот, при необходимости, выполняется для устранения отклонения по межрамочному углу;
- заданная ориентация для обеспечения слежения за изменяющимся целеуказанием вырабатывается с учетом выполнения ограничений по межрамочному углу.

Характеристики и код (IPRSR) полетных операций, выполняемых СЗР, приведены в табл. 8.4.

Для оценки выполнения разворотов на пассивных участках используются параметры, приведенные в табл. 8.5.

Последовательность частных разворотов определяется значением признака IPOS0 по табл. 8.6.

Признаки IPGR, IPRD, IPYD, IPRZ определяют особенности выполняемых разворотов.

Признак IPGR определяет выход на граничные условия:

- 1 – выход на границу конуса засветки РБ (при IPRSR = 3, 4);
- 2 – выход на ограничение по межрамочному углу, приводящему к развороту в режиме переориентации (при IPRSR = 3, 4) или слежению (IPRSR = 5);

3 – выход на ограничение по межрамочному углу в случае, когда ось нацеливания не совпадает ни с одной из осей связанной системы координат. При этом матрица переориентации не обновляется.

Признак IPRD = 1 показывает допустимость заданного нацеливания. При IPRD = 0 заданное нацеливание корректируется для обеспечения условия нескладывания рамок ГСП.

Признак IPRZ показывает тип расчета режимов переориентации. При IPRZ = 0 в случае одноосного нацеливания переориентация происходит за два или четыре частных разворота, причем на всех частных разворотах обеспечивается перпендикулярность рамок ГСП. При IPRZ = 1 переориентация происходит за пять частных разворотов, причем 4-й и 5-й частные развороты происходят с неперпендикулярными рамками ГСП.

В случае нацеливания по матрице IPRZ = 0 число частных разворотов равно трем или пяти, причем последний разворот может происходить с неперпендикулярными рамками.

Признак IPYD = 0 показывает, что при переходе на режим ориентации по вектору скорости (IPRSR = 5) конечный разворот по условию межрамочного угла не допустим и будет осуществляться предвари-

тельная переориентация, а при $IPYD = 1$ будет осуществляться слежение за вектором скорости в режиме конечного (пространственного) разворота.

При выполнении разворотов отклонения расчетного и текущего межрамочных углов (окно 2.3, рис. 8.6) должны находиться в пределах 30° .

Выполнение разворота контролируется по следующим параметрам:

1. Номеру кода программного разворота $IPRSR$ (окно 2.4) соответствует характеристика разворота, данная в табл. 8.4. Сообщение, выводимое на Экран 1 (окно 1.1) в начале очередного разворота, должно соответствовать этой характеристике. Следует учитывать, что ввиду алгоритмической идентичности некоторых видов разворотов признаки $IPRSR$ 1 и 14 в том же такте заменяются на признак 6, а 9 – на 8 без изменения сообщения на экране.

2. Количество частных разворотов, оставшихся до выхода на целевое направление, определяется величиной признака $KOR41T$ (окно 2.3), который может принимать значение от 0 до 5. При $KOR41T = 0$ выполняется режим слежения или стабилизации.

3. По номеру оси разворота $IPOS$ (окно 2.4) по табл. 8.6 определяется канал, используемый для выполнения частного разворота, и затем контролируется изменение соответствующих угловых параметров в окне 2.2.

Дополнительные особенности выполнения текущего разворота определяются по значениям признаков $IPRZ$, $IPYD$, $IPRD$, $IPGR$ (окно 2.3).

8.2.3. Оценки работы комплекса навигационных приборов и связанных систем

Экран 3 предназначен для отображения информации, поступающей от системы навигации и информационного обеспечения (СНИО), СУСС, системы управления бортовым измерительным комплексом (СУБИК) и системы контроля и диагностики (СКД) БЦВК. Информация на Экране 3 (рис. 8.7, 8.8) располагается в пяти окнах.

Окно 3.1 содержит организованные с помощью соответствующих индикаторов символьные отображения признаков и условий работы комплекса командных приборов:

- исправность ККП;
- тепловая готовность ККП;
- включение гиросинтезаторов;
- исправность НС;
- признак активного участка полета.

Состояние этих параметров отображается индикаторами с двумя сегментами. При положительной информации по первым четырем параметрам первые сегменты их индикаторов окрашиваются в желтый цвет, а при отрицательной – вторые в красный. Признаку активного участка полета соответствует окраска первого сегмента индикатора в желтый цвет, а пассивного – второго сегмента в серый цвет.

В окне 3.2 отображаются текущее время полета и параметры, формируемые навигационной системой:

- составляющие радиус-вектора $RI(1)$, $RI(2)$, $RI(3)$ и абсолютной скорости $VI(1)$, $VI(2)$, $VI(3)$ в ГИСК;
- модуль радиус-вектора R , км;
- модуль абсолютной скорости V , м/с.

Окно 3.2 по команде, вводимой с клавиатуры ПЭВМ, может замещаться окном 3.5 (рис. 8.8), содержащим следующую информацию:

- текущее время, с;
- показания гиросинтезаторов ККП по трем измерительным осям ГИЛУ – $VAKHD$, $VBKHD$, $VGKHD$, м/с;
- углы карданова подвеса – $TETD$, $PSID$, FID , град;
- приращение модуля кажущейся скорости за шесть тактов работы БЦВК – $DWMS$, м/с.

В окне 3.3 в индикаторной форме отображается ряд признаков по фиксации отдельных операций и формирование команд системы управления смежными системами (СУСС), связанных с выполнением циклограммы полета:

Таблица 8.4

Таблица полетных операций СЗР

IPRSR	Сообщение
1	Разворот на заданную пространственную ориентацию РБ в ГИСК (задание в виде матрицы перехода от ГИСК к ССК)
2	Разворот на НИП (ориентация диаграммы направленности антенны с последующим слежением за текущим положением НИП, например для проведения РКО)
3	Разворот на Солнце оси «+X» РБ с последующим выдерживанием в конусе 100°
4	Разворот на Солнце оси «-X» РБ с последующим выдерживанием в конусе 50°
5	Ориентация «+X» РБ по вектору скорости
6	Разворот на импульс
7	Разворот оси «+X» РБ на заданное направление относительно ГИСК
8	Разворот произвольной оси РБ, допустимой по складыванию рамок ККП, на заданное направление относительно ГИСК
9	Ориентация оси «+X» РБ на заданное направление относительно ГИСК для отделения КА
10	Режим стабилизации РБ в ориентации на окончание маневра или в текущей ориентации для отделения КА
11	Разворот на 180° по углу тангажа (смена заданной ориентации переворотом по тангажу)
12	Разворот на 180° по углу крена (смена заданной ориентации переворотом по крену)
13	Зарезервирован
14	Ориентация произвольной оси РБ, допустимой по складыванию рамок ККП, на заданное направление относительно ГИСК для отделения КА
15	Стабилизация РБ в текущей ориентации

Таблица 8.5

Параметры разворотов

Наименование	Идентификатор	№ окна
Углы отклонения от заданной системы координат:		
по крену	EFID	2.2
по рысканию	EPSID	2.2
по тангажу	ETETD	2.2
Заданная точность стабилизации	DELT	2.4
Номер оси ССК, вокруг которой выполняется частный разворот	IPOS	2.4
Признак выхода на граничное условие	IPGR	2.3
Признак допустимости конечного разворота	IPYD	2.3
Признак наличия частных разворотов с неперпендикулярными рамками ГСП	IPRZ	2.3
Признак допустимости заданного нацеливания	IPRD	2.3
Отклонение расчетного межрамочного угла		2.3
Отклонение текущего межрамочного угла		2.3
Продолжительность частного разворота	DTRAZ	2.3
Код операции программного разворота	IPRSR	2.4

Таблица 8.6

Признак частных разворотов

IPOS	Вид разворота
1	Разворот по каналу крена
2	Разворот по каналу рыскания
3	Разворот по каналу тангажа
0	Разворота нет или пространственный разворот

МОКБ 'МАРС'. Обработка ТМИ Су РБ 'Бриз-М'. Экран 3

1. Работа ККП и НС

ККП: ■■■■■ Телл.гот.ККП: ■■■■■ Гиринонтеграторы: ■■■■■ Исправность НС: ■■■■■ Участ.полета НС: ■■■■■

2. Параметры НС

T	Rx	Ry	Rz	Ux	Uy	Uz	Rmod	Umod
645.4	-496	4042	5119	-7289	-908	323	6542	7353
647.0	-507	4041	5120	-7289	-913	317	6542	7353
647.8	-513	4040	5120	-7288	-922	306	6542	7352
648.6	-519	4039	5120	-7287	-926	300	6542	7352

3. Команды и операции

Включение нагрева ДМТ :
 Сброс ГО :
 Команда ПК-17 отделения от РН :
 Контакт отделения от РН :
 Перекрытие топливных магистралей :
 Отделение ДТБ :
 Отделение КА :
 Крышка ТЗК откр. :
 Сброс газа наддува 'Г' :
 Сброс газа наддува 'О' :
 Температура жидкости СОТР : 21.2

4. Функционирование систем

Номер режима работы 'ПИРИТ' : 0
 Заданный режим 'ПИРИТа' установлен :
 Питание БП1 :
 Питание БП2 :
 Питание системы 'Ритм-КУ' :
 Питание термостата сист. 'Ритм-КУ' :
 Питание системы 'База-РБ' :
 Состояние БЦВК :
 Исправность БМК :
 \$\$\$KHD:0010000011111111 \$\$\$KTD:111111

F1-экран1 F2-экран2 F3-экран3 F4-экран4 F10-меню F11-пауза HP 0021 01:41:19

Рис. 8.7. Пример отображения информации на Экране 3

МОКБ 'МАРС'. Обработка ТМИ СУ РБ 'Бриз-М'. Экран 3

1. Работа ККП и НС

ККП: ■■■ Тел.гот.ККП: ■■■ Гиринонтеграторы: ■■■ Исправность НС: ■■■ Учас.полета НС: ■■■

5. Параметры НС						
T	UAKND	UBKND	UGKND	TETD	PSID	DWMS
647.0	22.352	27.076	106.144	-91.126	0.495	1.126 0.017
647.8	22.390	27.114	106.114	-91.027	0.648	1.126 0.014
648.6	22.425	27.150	106.085	-90.907	0.775	1.132 0.007
649.4	22.469	27.185	106.056	-90.599	0.912	1.143 0.012

3. Команды и операции

Включение нагрева ДМТ :
 Сброс ГО :
 Команда ПК-17 отделения от РН :
 Контакт отделения от РН :
 Перекрытие топливных магистралей :
 Отделение ДТБ :
 Отделение КА :
 Крышка ТЗК откр. :
 Сброс газа наддува 'Г' :
 Сброс газа наддува 'О' :
 Температура жидкости СОТР : 21.2

4. Функционирование систем

Номер режима работы 'ПИРИТ' : 0
 Заданный режим 'ПИРИТа' установлен :
 Питание БП1 :
 Питание БП2 :
 Питание системы 'Ритм-КУ' :
 Питание термостата сист. 'Ритм-КУ' :
 Питание системы 'База-РБ' :
 Состояние БЦВК :
 Исправность БМК :
 SSKND:0010000111111111 SSKTD:111111

R1-экран1 R2-экран2 R3-экран3 R4-экран4 R10-меню R11-пауза H11 00021 10:28:58

Рис. 8.8. Пример отображения информации на Экране 3 при размещении окна 3.2 окном 3.5

- включение нагрева ДМТ (второй сегмент – желтый);
- сброс головного обтекателя – ГО (второй сегмент – желтый);
- команда ПК отделения от РН (второй сегмент – желтый);
- контакт отделения от РН (второй сегмент – желтый);
- перекрытие топливных магистралей (второй сегмент – желтый);
- отделение КА (второй сегмент – желтый – команда и разрыв электросоединителей по каждому КА);
- крышка ТЗК открыта (второй сегмент – желтый);
- сброс газа наддува «Г» (второй сегмент – желтый);
- сброс газа наддува «О» (второй сегмент – желтый).

Последние две операции относятся к заключительным операциям при завершении полета. Кроме того, в окне 3.3 фиксируется температура жидкости СОТР в градусах. В перечислении параметров в скобках указано количество сегментов индикатора и их окраска.

В окне 3.4 фиксируется номер режима работы системы «Пирит» и отображаются в индикаторном виде признаки функционирования СУБИК, БЦВК, ККП.

С помощью двухсегментных индикаторов здесь фиксируются состояния по следующим параметрам:

- заданный режим работы «Пирита» установлен (второй сегмент – желтый);
- питание БП1 (второй сегмент – желтый);
- питание БП2 (второй сегмент – желтый);
- питание системы «Ритм-Ки» (второй сегмент – желтый);
- питание термостата системы «Ритм-Ки» (второй сегмент – желтый);
- питание системы «База-РБ» (второй сегмент – желтый).

При нормальной работе аппаратуры бортового измерительного комплекса четыре сегмента индикатора «Исправность БИК» окра-

шены в желтый цвет. При появлении отказов в БИК каждый из этих сегментов окрашивается в красный цвет, причем:

сегмент 1 – при отказе обмена с «Пиритом»;

сегмент 2 – при отказе обмена с «Ритмом-Ки»;

сегмент 3 – при отказе «Ритма-Ки»;

сегмент 4 – при отказе обмена с «Ритмом-Ки» по приему ЦТМИ.

Нумерация сегментов идет слева направо.

Для оценки работоспособности БЦВК и его состояния используется индикатор «Исправность БЦВК» с восьмью сегментами, первый из которых имеет желтый цвет и соответствует исправному состоянию БЦВК, последний окрашивается в красный цвет в случаях перехода БЦВК в состояние двойного отказа, а сегменты со второго по седьмой окрашиваются в желтый цвет при следующих условиях:

сегмент 2 – при отказе КВВ 1-й грани;

сегмент 3 – при отказе КВВ 2-й грани;

сегмент 4 – при отказе КВВ 3-й грани;

сегмент 5 – при отказе ЦПР 1-й грани;

сегмент 6 – при отказе ЦПР 2-й грани;

сегмент 7 – при отказе ЦПР 3-й грани.

Работоспособность ККП оценивается по значениям признаков командного слова SSKHD и старших значащих разрядов (10-15) слова SSKTD.

Состав слова SSKHD:

SSKHD/0 – исправность блока преобразования 1-го канала;

SSKHD/1 – исправность блока преобразования 2-го канала;

SSKHD/2 – исправность блока преобразования 3-го канала;

SSKHD/3 – исправность адаптера обмена 1-го канала;

SSKHD/4 – исправность адаптера обмена 2-го канала;

SSKHD/5 – исправность адаптера обмена 3-го канала;

SSKHD/6 – исправность вторичного источника питания 1-го канала;

SSKHD/7 – исправность вторичного источника питания 2-го канала;

SSKHD/8 – исправность вторичного источника питания 3-го канала;
SSKHD/9 – температура ниже нормы;
SSKHD/10 – температура выше нормы;
SSKHD/11 – резерв гиromоторов гироблоков использован;
SSKHD/12 – резерв гиromоторов гиросинтезаторов использован;
SSKHD/13 – контроль четности информации СУ РБ.

Состав слова SSKTD:

SSKTD/10 – давление под кожухом норма;
SSKTD/11 – тепловая готовность;
SSKTD/12 – высокое давление подано;
SSKTD/13 – низкое давление подано;
SSKTD/14 – готовность гиromоторов гироблоков;
SSKTD/15 – готовность гиromоторов гиросинтезаторов.

Анализ по информации Экрана 3. Информация, поступающая на Экран 3, используется для оценки работы комплекса командных приборов, навигационной системы, бортового измерительного комплекса, системы управления смежными системами и бортового цифрового вычислительного комплекса.

Индикация информации в окне 3.1 позволяет судить об исправности ККП и НС и типе текущего участка полета (активный, пассивный).

Параметры окна 3.2 определяют движение центра масс РБ. По изменению в окне 3.2 модулей радиус-вектора R_{mod} и вектора скорости V_{mod} дается качественная оценка характера и тенденции движения РБ.

Величины интегралов от кажущегося ускорения $VAKHD$, $VBKHD$, $VGKHD$ и углы карданова подвеса $TETD$, $PSID$, FID , поступающие в окно 3.5, являются первичной информацией для оперативной оценки работы ККП. Изменение этих параметров должно быть непрерывным и плавным.

В части управления бортовым измерительным комплексом РБ «Бриз-М» СУ по ходу полета осуществляет:

- переключение режимов системы «Пирит-РБс»;
- включение и отключение питания передатчиков БП1 и БП2 системы «Пирит-РБс»;
- включение и отключение питания аппаратуры «База-РБ»;
- включение и отключение питания и термостата ретрансляционного комплекса;
- включение передатчика ретрансляционного комплекса в режиме немодулированного сигнала;
- включение передатчика и термостата в режиме модулированного сигнала;
- раскрытие антенного излучателя и термостата ретрансляционного комплекса;
- выдачу в ретрансляционный комплекс целеуказаний на разворот антенного излучателя;
- отключение передатчика ретрансляционного комплекса;
- отключение питания систем «Пирит-РБс», телеметрического согласующего устройства и навигационной аппаратуры потребителя.

Основная информация о работе БИК фиксируется в индикаторном режиме в окне 3.4.

По информации, поступающей в окно 3.3, оценивается время и очередность завершения ряда операций, управляемых СУСС. Здесь же контролируется температура жидкости системы обеспечения теплового режима, которая должна быть в пределах – 40...+ 60 градусов.

Отклонение работы БЦВК от нормы фиксируется в окне 3.4 по изменению состояния соответствующего индикатора.

9. ТЕХНОЛОГИЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

Наземная отработка системы управления разгонным блоком (РБ) включает в себя следующие виды работ:

- разработка и аттестация полетного задания (ПЗ);
- комплексная отработка и испытания программного обеспечения системы управления разгонным блоком (ПО СУ РБ) и ПЗ с использованием моделирующих стендов, в состав которых входит имитационная модель РБ;
- комплексная отработка и испытания аппаратуры и программного обеспечения СУ РБ на комплексном стенде с применением специально разработанного наземного проверочно-пускового комплекса (НППК).

Все указанные виды работ выполняются как на этапе разработки СУ, так и при изготовлении комплектов СУ и проведении их адаптации к конкретному пуску. Причем на этапе разработки комплексная отработка аппаратуры и программного обеспечения СУ РБ осуществляется с использованием универсальных исходных данных, поступающих от Заказчика и других смежных организаций, а на этапе проведения адаптации к очередному пуску – с использованием конкретных баллистических исходных данных, динамической схемы и циклограммы выведения РБ с конкретным космическим аппаратом.

9.1. Разработка и аттестация полетного задания

Полетным заданием системы управления разгонного блока называется совокупность массивов данных, вводимых в бортовой цифровой вычислительный комплекс системы управления разгонного блока, которая содержит всю информацию, необходимую для выполнения задачи пуска, включая данные для навигационной системы и настройки алгоритмов СУ, необходимые для развертывания работы систем и агрегатов РБ в процессе выполнения циклограммы пуска РБ.

Структурно ПЗ состоит из следующих пяти разделов:

- формулярные данные комплекса командных приборов (ФДККП);
- параметры алгоритмов управления движением (ПАУД) разгонного блока;
- параметры циклограммы бортового измерительного комплекса (ПЦБИК);
- баллистическое обеспечение циклограммы полета (БОЦП);
- специальный раздел, содержащий служебную информацию о ПЗ.

Более подробно структура и состав полетного задания описаны в разделе 3.5.

Разделы полетного задания формируются согласно инструкциям по расчету и подготовке соответствующих разделов ПЗ. Краткое описание процедур формирования ПЗ приведено в разделе 3.7.

Полетное задание проходит испытания и аттестацию на математических и комплексных стендах, при успешном завершении которых передается для ввода в СУ РБ.

9.2. Комплексная отработка и испытания программного обеспечения системы управления разгонным блоком и полетного задания с использованием моделирующих стендов

Комплексная отработка и испытания программного обеспечения СУ РБ и полетного задания на моделирующих стендах необходимы для выявления возможных ошибок, внесенных в ПО или ПЗ в процессе их формирования, аттестации работоспособности и качества работы ПО и ПЗ в различных условиях полета, проведения оценок точности построения целевой орбиты и величин расхода топлива в ходе выполнения циклограммы выведения.

Для испытаний используются следующие моделирующие стенды:

- Стенд математического моделирования (СММ) управляемого движения РБ со штатным бортовым программным обеспечением (БПО), реализуемым в программном эмуляторе бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК). Предназначен для проведения исследований управляемого движения РБ и оценки выполнения про-

граммы полета, точности выведения и затрат топлива в штатных, нештатных и аварийных режимах полета, обработки и оценки качества формирования ПЗ.

– Автоматизированный цифровой комплекс (АЦК) – полунатурная модель (ПНМ) возмущенного движения РБ, в составе которого работает реальный БЦВК системы управления РБ со штатным БПО. Предназначен для оценки выполнения программы полета, подтверждения требований к точности выведения на целевую орбиту, оценке качества работы подсистем СУ и затрат топлива в штатных, нештатных и аварийных режимах полета с использованием штатного БПО в составе реального БЦВК, а также аттестации штатного ПЗ.

– Программный комплекс статистического моделирования, построенный с использованием стендов СММ и АЦК. Предназначен для подтверждения вероятности успешного выведения на целевую орбиту по критерию точности управления. Также в дальнейшей подготовке к пуску используются различные данные статистической обработки полученных в ходе статистических испытаний результатов моделирования. Кроме того, в ходе проведения статистических испытаний возможно выявление возникающих с малой частотой ошибок в алгоритмах СУ.

Комплексная отработка и испытания ПО СУ РБ «Бриз-М» на моделирующих стендах проводятся в следующем порядке:

1. Проведение исследований управляемого движения РБ на математическом стенде. В ходе отработки и испытаний проводится моделирование 10 режимов полета РБ с использованием штатного ПЗ в соответствии с «Программой и методикой испытаний». В составе этих режимов: 5 штатных режимов полета с различными комбинациями разбросов инерционно-массовых, баллистических, навигационных параметров и характеристик двигательных установок, 2 режима с моделированием нештатных ситуаций, 3 режима с моделированием аварийных ситуаций.

По результатам испытаний оформляется отчет «Проведение исследований управляемого движения РБ на математическом стенде с

оценкой выполнения циклограммы полета и предварительной оценкой точности выведения и затрат топлива баков высокого давления», используемый при оформлении документации к пуску.

2. Проведение испытаний ПО БСУ на стенде АЦК. Проводится моделирование 15 режимов полета, в том числе 10 режимов из состава испытаний на математическом стенде, и 5 аварийных режимов имитации отказа БЦВК.

По результатам испытаний оформляются: «Протокол испытаний на АЦК» и «Акт испытания ПЗ на АЦК».

3. Проведение статистического моделирования выведения РБ на целевую орбиту. Проводится моделирование 738 режимов со случайными сочетаниями разбросов инерционно-массовых, баллистических, навигационных параметров и характеристик двигательных установок. При этом не допускается возникновение ни одного режима, в котором ошибки построения целевой орбиты будут превышать допустимые для данного пуска пределы. В случае возникновения режимов, для которых это условие не выполняется, для обеспечения достоверности результатов моделирования производится увеличение объема моделирования в зависимости от числа имеющихся реализаций с негативным исходом.

Необходимо отметить, что для стендов математического моделирования и АЦК должна быть проведена процедура подтверждения динамического и статистического подобия.

По результатам испытаний оформляется отчет «Проведение статистического моделирования выведения РБ».

9.3. Область применения и основные технические характеристики наземного проверочно-пускового комплекса

Для наземной отработки системы управления разгонным блоком используется специально разработанный наземный проверочно-пусковой комплекс. Он предназначен для проведения совместной предстартовой подготовки и пуска ракеты-носителя (РН) с разгонным

блоком, а также осуществления электроиспытаний системы управления разгонным блоком на различных рабочих местах в соответствии с технологией подготовки РБ к запуску.

Наземный проверочно-пусковой комплекс должен обеспечивать выполнение следующих функций:

- проведение в автоматическом режиме электрических проверок бортовой аппаратуры и системы управления на всех этапах обработки и эксплуатации РБ;

- защиту опасных цепей, задействование которых может привести к аварийным ситуациям или срыву пуска, и контроль защитных операций;

- хранение испытательных программ;

- дистанционный ввод полетного задания с пульта выносного командного пункта (ВКП) с поэтапным контролем ввода в бортовой вычислительный комплекс;

- периодическую проверку в автоматическом и ручном режимах аппаратуры и наземной кабельной сети (НКС), включая донные разъемы ракеты-носителя, с целью определения их работоспособности, исключения формирования преждевременных и ложных команд и исключения возможности применения этой аппаратуры в неисправном состоянии;

- проверку всех цепей связи «борт – Земля» и НКС на сопротивление изоляции, разобщенности и целостности цепей при отсутствии изделия на всех этапах испытаний, включая подготовку стартового комплекса (СК) к приему изделия;

- проверку правильности стыковки НКС с бортовой кабельной сетью (БКС) РБ;

- контроль несообщения шин питания с корпусом;

- регистрацию и документирование информации о текущих параметрах бортовой аппаратуры, особенно при аварийном сбросе схемы;

- документирование действий оператора;

- проведение проверок и поиска отказов в аппаратуре в автоматическом режиме с помощью программного обеспечения и средств управления, позволяющих проводить проверки отдельных подсистем на различных этапах испытаний;
- обеспечение помехоустойчивости передачи команд управления и информации (например, полетного задания) по каналам связи на расстоянии до 2-х километров в условиях реальных помех;
- обеспечение сигнализацией и автоматическое отключение электропитания с борта при нарушениях в системах бортового комплекса для предотвращения выхода из строя бортовой аппаратуры;
- при подготовке к пуску и при включении НППК обеспечивает приведение бортовой аппаратуры в исходное состояние, контроль исходного состояния систем РБ, проведение защитных операций, включение бортовой аппаратуры, автоматическое дистанционное проведение подготовки систем РБ, автоматический переход на бортовые батареи без перерывов по питанию, формирование интегральной готовности всех систем РБ к пуску для формирования команды «Пуск» в РН;
- при возникновении критического отказа бортовой аппаратуры, приводящего к невыполнению полетного задания, НППК выдает команду «Отбой» автоматически, а при необходимости предусмотрена возможность выдачи команды «Отбой» вручную.

На рис. 9.1 приведена функциональная схема НППК.

НППК реализуется в виде многомашинного вычислительного комплекса, который конструктивно и функционально разделен на стойку подпольного помещения (ПП) с аппаратурой и стойку выносного командного пункта с аппаратурой.

Стойка подпольного помещения с аппаратурой располагается непосредственно под ракетой-носителем в подпольном помещении для сокращения длин кабелей, связывающих НППК с бортовой аппаратурой. Стойка выносного командного пункта с аппаратурой размещается в помещении командного пункта, который удален от ракеты-носителя на расстояние 2,5 км, и связана с аппаратурой стойки

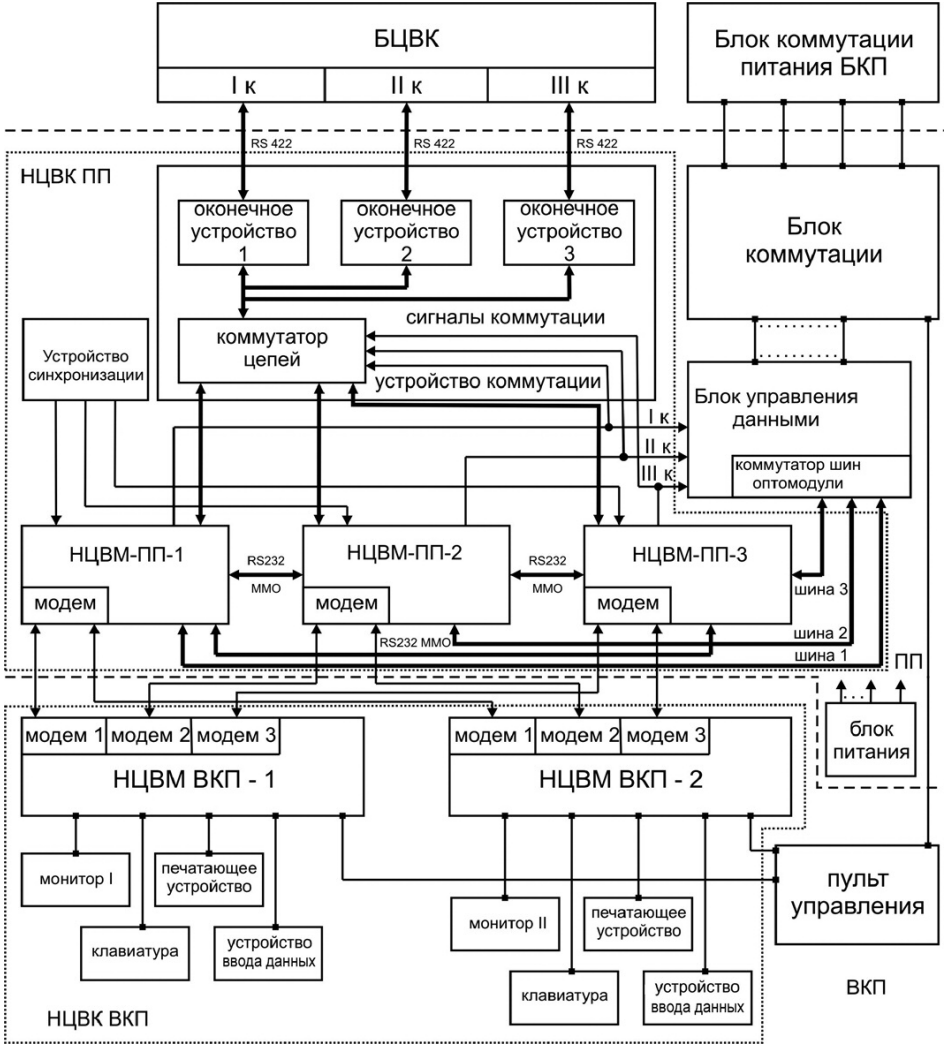


Рис. 9.1. Функциональная схема НППК

подпольного помещения кабельной сетью, которая проложена в подземных коммуникационных тоннелях.

В состав стойки подпольного помещения с аппаратурой входит:

– наземный цифровой вычислительный комплекс (НЦВК ПП) с тремя цифровыми вычислительными машинами (НЦВМ-ПП-1,2,3), устройства синхронизации, коммутации и оконечные устройства для связи с БЦВК;

– блок управления (БУ) данными;

– блок коммутации (БК);

– блок питания (БП);

– стеллаж подпольного помещения, на котором крепится аппаратура.

Основными задачами БП, БК и БУ являются:

– подача электропитания на борт (до 10 цепей): напряжение 8-32,5 В, ток 0,1-50 А;

– подача контрольных напряжений, гальванически развязанных и с ограничением тока (до 10 цепей): напряжение 3-18 В, ток 30-200 мА;

– подача команд включения/отключения (до 30 цепей): напряжение 27 В, ток 0,2-8 А, длительность 60-100 мс;

– контроль напряжений (до 40 цепей): напряжение 8-40 В;

– контроль токов (до 10 цепей): ток 0,2-5 А;

– контроль разобщенности цепей (до 60 цепей);

– контроль сопротивления цепей (до 20 цепей): $R=10-500$ Ом.

Программное обеспечение, реализованное в НЦВК ПП, обеспечивает связь с блоком коммутации через БУ, а также автоматический контроль результатов измерений, автоматическое проведение последовательности измерений, передачу команд на контроль аппаратуры в БЦВК и выдачу результатов измерений на выносной командный пункт в блок НЦВК ВКП для последующего отображения на мониторах оператора в виде «норма – ненорма». В задачи НЦВК ПП входит также автоматическое проведение решения функциональных задач

при проверках бортовых систем как на этапах предстартовой подготовки, так и при комплексных испытаниях.

В состав стойки ВКП с аппаратурой входят:

- наземный цифровой вычислительный комплекс ВКП, состоящий из двух цифровых вычислительных машин;
- пульт управления (ПУ);
- конструктив выносного командного пункта в виде стола, на котором закреплены два монитора, два принтера, две клавиатуры и пульт управления.

Основными задачами НЦВК ВКП и пульта управления являются задание режимов работы, контроль за процессом проведения испытаний и подготовки к пуску, документирование результатов проверок. Задание режима работы («Ручной – Автомат») производится с пульта управления. На панели пульта также предусмотрена возможность произвести отбой пуска в случаях, предусмотренных инструкциями.

Контроль за процессом проверок систем РБ ведется с помощью мониторов НЦВК ВКП. С помощью НЦВК ВКП производится ввод полетного задания. Второй комплект монитора, принтера и клавиатуры является резервным и работает в «горячем» резерве, то есть находится во включенном состоянии и дублирует информацию первого комплекта.

НППК РБ осуществляет взаимодействие с автоматизированной системой управления подготовкой пуска, системой единого времени (СЕВ), наземным источником питания в соответствии с принятой идеологией подготовки и пуска изделия. Взаимодействие оговаривается специальными протоколами.

9.4. Взаимодействие наземного проверочно-пускового комплекса с бортовым цифровым вычислительным комплексом

Выносной командный пункт является удаленным на безопасное расстояние от места старта (~2500 м) терминалом для осуществления контроля за процессом подготовки изделия к старту и выдачи

необходимых команд и директив при технологических проверках на технических комплексах и стендах.

ВКП аппаратно представляет собой дублированный вычислительный комплекс, состоящий из блока НЦВК ВКП с двумя вычислителями НЦВМ ВКП-1,2, пульта управления, двух мониторов, двух печатающих устройств и двух клавиатур в промышленном исполнении.

Вычислители расположены в блоке НЦВК ВКП. На лицевой панели блока НЦВК ВКП находятся гнезда для приема дискет размером 3,5" для ввода полетного задания с магнитных носителей (дискет) при подготовке к старту или технологических проверках.

Программное обеспечение НЦВК ВКП позволяет по каналу связи с НЦВК подпольного помещения обеспечить прием и вывод необходимой информации на экраны мониторов и печатающее устройство, а также сделать запись на жесткий магнитный диск в определенном виде и в определенное время, по алгоритму, заложенному в программном обеспечении функциональной задачи, решаемой в НЦВК ПП. Такое решение обусловлено большим расстоянием от проверяемой аппаратуры (бортового цифрового вычислительного комплекса – БЦВК, бортовой системы автоматики – БСА, комплекса командных приборов – ККП) до оператора, контролирующего процессы проверки. Эта же причина накладывает и определенные ограничения на размеры передаваемых массивов данных из БЦВК и НЦВК ПП для контроля на ВКП.

Вся информация на ВКП передается только по каналу цифровой связи с применением модемов. Производительность канала обмена модемной линии связи – 9600 бит/с, что позволяет передать примерно 20 байт (10 шестнадцатиразрядных слов) и служебную информацию за цикл счета БЦВК ($T_{\text{ц}} = 32,768$ мс).

В связи с малой производительностью обмена было принято решение вести управление процессом визуализации с помощью признаковой информации, т.е. в НЦВК ВКП реализовать информацию в табличном виде, а управление информацией, заложенной в табличном виде, вести с помощью соответствующих признаков. Так, например,

для вывода сообщения «Отказ блока по параметру T» достаточно передать номер таблицы, номер строки и номер цвета, которым необходимо подкрасить сообщение (например красным).

НЦВК ПП представляет собой трехкратно резервированный вычислительный комплекс на базе IBM-совместимых промышленных персональных компьютеров, работающих в стандарте STD-32.

Трехмашинный комплекс работает в синхронном режиме с периодичностью счета $T_{ц}=32,768$ мс. Синхронизируются каналы от автономного трехканального устройства формирования цикла (УФЦ) и устройства синхронизации при автономной работе (до включения БЦВК).

НЦВК ПП синхронизируется по аппаратным синхроимпульсам БЦВК после включения, самоконтроля и перехода в циклический режим.

Каждый вычислитель НЦВК ПП (на рис. 9.1 – НЦВМ-ПП-1,2,3) имеет три основных абонента:

- БЦВК – по каналу обмена RS-422;
- НЦВК выносного командного пункта (на рисунке обозначено НЦВМ ВКП) – по каналу модемной связи;
- блок управления данными (преобразователем аналоговых и дискретных сигналов в цифровой код) – по параллельному порту обмена.

Контроль вычислительного комплекса ведется с помощью специально созданных каналов межмашинного обмена и каналов эхо-контроля основных сигналов обмена.

Входная информация с БЦВК мажоритируется по принципу два из трех, и затем принимается решение о достоверности информации для пользователя.

Контроль машинного комплекса, формирование достоверной информации и обмен информацией между абонентами (БЦВК, ВКП, пультом управления и блоком управления данными) возложен на базовую операционную систему наземного цифрового вычислительного комплекса подпольного помещения (БОС НЦВК ПП).

Некоторые требования к вычислителю и базовой операционной системе:

- объем оперативной памяти – 4 Мб;
- объем долговременной памяти (flash) – 2 Мб;
- периодичность счета для функциональной задачи $4T_{\text{ц}} \sim 0,13$ с;
- максимальное запаздывание «формирование– передача» $16T_{\text{ц}} \sim 0,52$ с;
- максимальное запаздывание «прием абонента – функциональная задача» $4T_{\text{ц}} \sim 0,13$ с;
- быстродействие ЦВМ при выполнении логических операций $\sim 1-2$ мкс;
- пропускная способность по каналу обмена с ВКП – 16 информ. байт за $4T_{\text{ц}}$ в обоих направлениях;
- пропускная способность по каналу обмена с БЦВК – 16 информ. байт за $4T_{\text{ц}}$ в обоих направлениях;
- получение на входе НЦВК ПП 90 разовых признаков (дискретной информации) от БУ (БК) – непосредственно при обращении к буферной зоне;
- выдача разовых признаков (команд) не более 10 за цикл $\sim 0,13$ с;
- получение аналоговых замеров в цифровом виде не более $4T_{\text{ц}} \sim 0,13$ с;
- максимальное время, отведенное для решения функциональных задач, в цикле – 16 мс;
- минимальная программная единица – «программный модуль» объемом не более 200 байт команд;
- скорость передачи информации по каналу НЦВК ПП – БЦВК – 19200 б/с;
- скорость передачи информации по каналу НЦВК ПП – НЦВК ВКП – 9600 б/с;
- скорость вывода информации на печатающее устройство выносного командного пункта не более 60-80 знак/с;

- максимальная частота опроса органов управления на ПУ – 16 Гц.

Основной программной единицей БОС НЦВК ПП является «общий диспетчер НЦВК ПП», взаимодействующий с операционной средой вычислителя (в данном случае с DOS).

«Общий диспетчер НЦВК ПП» является диспетчером цикла, который передает/принимает управление «диспетчеру обмена» и «общему диспетчеру функциональных задач». «Диспетчеру обмена» отведено на прием и выдачу всей информации $\sim 3,5 T_{\text{ц}}$, «общему диспетчеру функциональных задач» – 16 мс в цикле.

Взаимодействие с функциональной задачей осуществляется на уровне «частных диспетчеров функциональных задач». В отдельных случаях возможно взаимодействие с отдельными программными блоками.

Подключение «частного диспетчера функциональных задач» производится «общим диспетчером функциональных задач» в соответствии с согласованными документами, регламентирующими режимы работы СУ РБ на всех этапах подготовки изделия к старту (циклограмма пакета стандартных программ – ЦГ ПСП, циклограмма технического комплекса – ЦГ ТК и др.).

9.5. Автоматизированное рабочее место для отработки бортового цифрового вычислительного комплекса

Для изготавливаемого в МОКБ «Марс» семейства бортовых вычислителей разработаны типовые автоматизированные рабочие места (АРМ) на базе персональных компьютеров в промышленном исполнении с использованием интерфейсных и согласующих устройств преимущественно собственной разработки, устанавливаемых в слоты персонального компьютера. Схема одного из них, АРМ БЦВК, приведена на рис. 9.2.

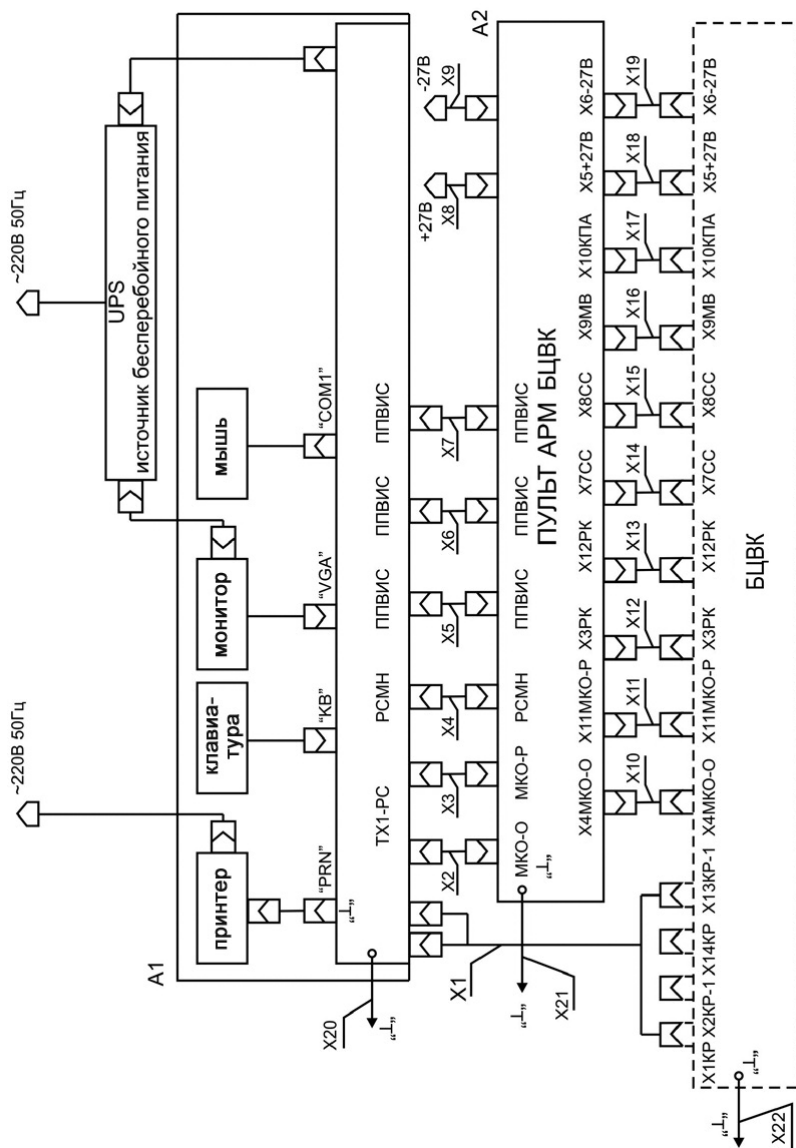


Рис. 9.2. АРМ БЦВК

АРМ БЦВК предназначено:

- для проведения отладочных работ с аппаратной частью БЦВК;
- для отработки программных модулей операционной системы БЦВК;
- для проведения предъявительских, приемо-сдаточных, периодических испытаний.

В состав АРМ БЦВК входят:

1. Персональный компьютер (ПК) в промышленном исполнении (поз. А1 на рис. 9.2).
2. Интерфейсные и согласующие устройства:
 - плата ТХ1-РС – адаптер МКО-РС (двухканальная плата сопряжения ПК с мультиплексным каналом обмена по ГОСТ Р 52070-2003);
 - плата РСМН – плата выдачи разовых команд напряжением 27 В с оптоэлектронной гальванической развязкой;
 - три платы приема и выдачи импульсных сигналов с трансформаторной гальванической развязкой;
 - плата адаптера-отладчика, обеспечивающая загрузку программного обеспечения БЦВК и режим его отладки.
3. Пульт АРМ БЦВК (поз. А2 на рис. 9.2).
4. Комплект кабелей и жгутов (поз. Х1-Х22 на рис. 9.2).

АРМ БЦВК обеспечивает:

- загрузку программного обеспечения (ПО) в репрограммируемое запоминающее устройство (РПЗУ) БЦВК с контролем записанной информации;
- возможность оперативной смены программ;
- индикацию состояния изделия во время выполнения программы контроля;
- регистрацию и обработку результатов контроля с последующим документированием;
- проверку первичного и вторичного напряжений источников питания БЦВК;

- измерение тока нагрузки;
- измерение параметров транзитных сигналов;
- включение и отключение питания БЦВК.

9.6. Универсальные автоматизированные рабочие места для проверки устройств, входящих в блоки силовой автоматики

Исполнительные устройства бортовых блоков силовой автоматики имеют типовую структуру и проверяются на универсальных автоматизированных рабочих местах. Разработано несколько типов таких АРМ. Ниже представлена структурная схема одного из них (рис. 9.3).

Контролируемое устройство – это периферийное устройство некоторого бортового вычислителя. Вычислитель связан с ним через канал обмена, называемый «имитатор канала внешних устройств». Каналов внешних устройств (ВУ) может быть несколько, если это резервированное устройство. В МОКБ «Марс» используется несколько стандартов канала ВУ собственной разработки, и АРМ отличаются друг от друга платой имитатора канала ВУ.

Кроме сигнальных цепей вычислителя (стандартов канала ВУ), остальные входы и выходы устройства – это, в подавляющем большинстве случаев, разовые команды. Для их выдачи и приема в АРМ установлены устройство выдачи разовых команд (УВРК) – 48 оптронов на выдачу и устройство приема разовых команд (УПРК) – 64 оптрона на прием.

Конструкция проверяемого бортового устройства (конструкция разъемов) требует для тестирования специальной оснастки – устройства контрольного (УК), в которое зажимается контролируемое устройство. Само УК заканчивается стандартными разъемами. Устройство соединительное (УС) позволяет компактно собрать все необходимые сигналы на своих выходных разъемах и выполняет стандартные коммутационные функции. Жгут, соединяющий УК и УС, разрабатывается для каждого типа проверяемых плат отдельно.



Рис. 9.3. Структурная схема автоматизированных рабочих мест для проверки блоков силовой автоматики

Для рабочих мест проверки устройств, входящих в блоки силовой автоматики, разработана специализированная программная оболочка контрольных программ.

Оболочка предназначена для написания и исполнения программ для отладки и проверки устройств. Синтаксис языка позволяет пользоваться им разработчику устройств, не имеющему подготовки программиста. Язык предоставляет возможности управления платами, входящими в АРМ (платы приема и выдачи разовых команд, имитатор канала внешних устройств БЦВК), а также небольшие вычислительные возможности и возможности ввода-вывода. Программа исполняется оболочкой в режиме интерпретатора.

Оболочка содержит в себе текстовый редактор. Для исполнения имеются режимы непрерывного и пошагового прохода. При пошаговом проходе все промежуточные результаты выводятся на экран. Есть возможность установки точек останова. Предусмотрено два вида протокола: трассировочный протокол, содержащий все выполненные операторы и их результат, и протокол экранных сообщений. Существует возможность непосредственного исполнения любого оператора (команды). Также возможно в любой момент просмотреть состояние выданных и принятых разовых команд.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Перспективы развития систем управления разгонных блоков

Дальнейшее развитие космической техники, связанное с расширением спектра выполняемых задач, потребует соответствующего развития возможностей систем управления. В частности, вероятно изменение требований к осуществлению транспортных операций, проводимых с использованием разгонных блоков.

Существующие разгонные блоки («Бриз-М», «ДМ», «Фрегат» в различных модификациях и т.д.) и их системы управления обеспечивают выведение различных полезных нагрузок на целевые орбиты с использованием, как правило, многоимпульсных орбитальных переходов с суммарной продолжительностью выведения космического аппарата от 1,5 до 10 часов. После их завершения производятся финальные операции увода РБ, приведение его в безопасное состояние и отключение системы управления.

В результате анализа современных тенденций развития космонавтики можно выделить следующие перспективные функции РБ:

– Автономное использование при выведении РБ навигационной информации от навигационных комплексов космического базирования типа GPS, ГЛОНАСС.

– Выведение КА на долготы за пределами зон радиовидимости российских наземных измерительных пунктов. Для РБ, не нуждающихся в непосредственном управлении с Земли, данные операции технически возможны и в настоящий момент, но при этом следует учитывать невозможность получения телеметрической информации от РБ и проведения радиоконтроля орбиты имеющимися средствами. Решение этой проблемы может быть найдено в кооперации с иностранными организациями или в создании сети орбитальных ретрансляторов.

– Выведение КА на высокоэллиптические орбиты с различными значениями наклона и ориентации линии апсид. При этом дли-

тельность выведения может достигать 24 и более часов, что вызывает необходимость увеличения длительности работы аппаратуры системы управления, влекущее за собой увеличение емкости источников электроэнергии, а также повышение точности работы навигационной системы. Выполнение подобного требования возможно путем введения в контур управления информации, получаемой от аппаратуры спутниковой навигации и (или) астродатчиков.

– Реализация группового выведения КА на различные целевые орбиты, в том числе с разными значениями высот апогея и перигея и наклонения. Решение подобной задачи требует осуществления значительного маневрирования РБ после отделения очередного КА и увеличения длительности работы системы управления.

– Реализация многоступенчатых транспортных операций за пределы традиционно используемого околоземного пространства с длительностью выведения от нескольких суток до нескольких месяцев (например, достижение точек Лагранжа систем Земля-Луна, Земля-Солнце, построение специальных орбит для научных спутников и т.п.). Выполнение подобных операций в зависимости от конкретных значений массы полезной нагрузки и целевой орбиты может потребовать применения новых конструкций РБ с использованием комбинаций химических и электроракетных или плазменных двигательных установок. Также потребуется обеспечить наличие на борту РБ достоверной навигационной информации на протяжении всего процесса выведения с использованием навигационной информации от навигационных комплексов космического базирования или средств радиоконтроля орбиты.

– Осуществление взаимодействия системы управления РБ с аппаратурой выводимого КА, в том числе возможная реализация лифтовой схемы управления. Здесь возможна реализация достаточно большого спектра изменений – от позволяющих использовать соответствующие измерительные системы КА для решения навигационной задачи выведения КА на целевую орбиту до полной передачи

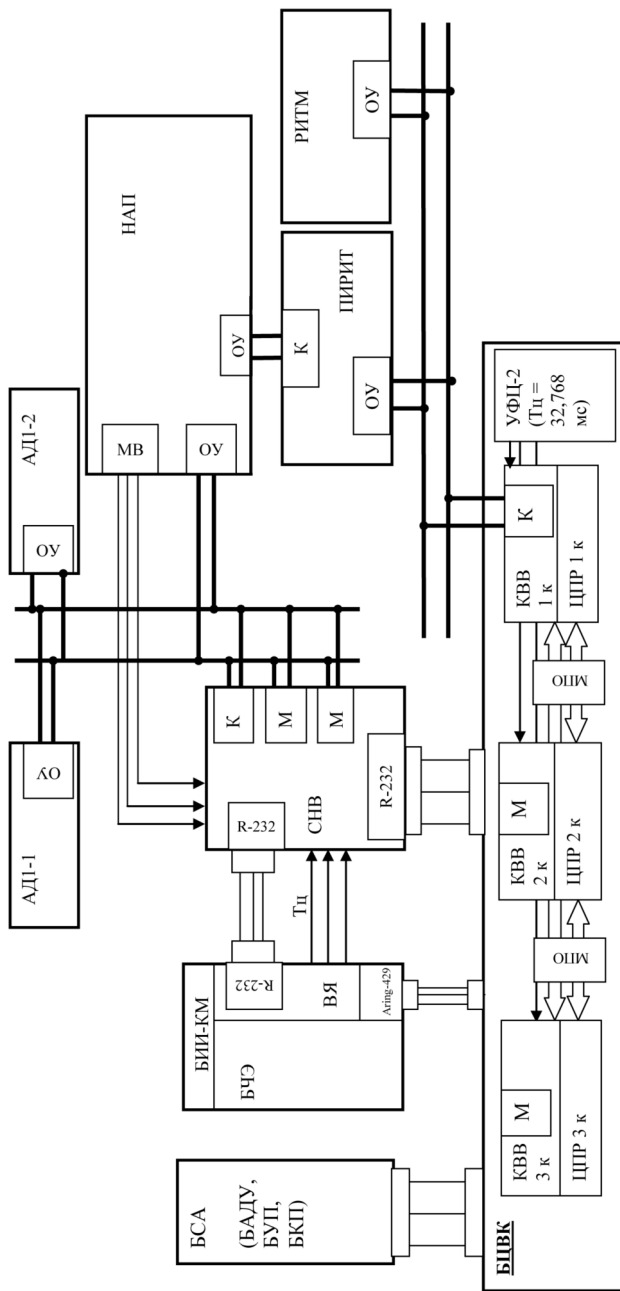
управления РБ адекватно подготовленной системе управления КА. Однако для этого, безусловно, требуется весьма значительное взаимодействие между организациями-разработчиками РБ и КА.

– Проведение экспериментов на РБ после отделения КА по заказам научных или коммерческих организаций.

– Создание долгоживущего космического буксира (КБ), способного проводить операции сближения, стыковки и дозаправки или увода КА. Выполнение такого рода задач может стать актуальным при дальнейшем увеличении продолжительности функционирования целевой аппаратуры и элементов систем управления КА, когда основной причиной потери аппаратов станет исчерпание резервов топлива. Реализация подобных функций потребует согласованного проектирования КА и КБ, применения перспективных ДУ и создания значительно более автономных систем управления и навигации.

Очевидно, что даже наименее масштабные из перечисленных выше задач потребуют проведения достаточно значительных модернизаций уже существующих РБ. Полагаем, что система управления РБ «Бриз-М» является наиболее пригодной для дальнейшего наращивания и развития, так как исходно проектировалась как базовая система для реализации автономных многоимпульсных переходов за счет маршевых двигателей, большого многообразия типовых операций на пассивных участках полета, проведения корректирующих импульсов за счет работы двигательной установки коррекции импульса (ДКИ) и типовых операций управления смежными бортовыми системами. Весь набор операций, выполняемых в процессе полета, оперативно планируется и задается через полетное задание, которое может быть введено в том числе и на стартовом комплексе, а при использовании телекомандной системы – и в ходе полета.

Также следует отметить, что в настоящее время уже ведутся работы по модернизации СУ РБ «Бриз-М» с расширением диапазона применения РБ до высот порядка 120 тыс. км с учетом влияния гравитационных полей Луны и Солнца. Кроме того, ведутся работы по



Функциональная схема БСУ-2М «Бриз-М» с аппаратурой БЧИ-КМ и коррекцией навигационных параметров БИНС от НАП и АД

интеграции в состав системы управления средств работы с системами спутниковой навигации, астродатчиков и бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС), что позволит в дальнейшем реализовывать более длительные автономные транспортные операции. На рисунке приводится один из вариантов функциональной схемы системы управления РБ «Бриз-М» с установленной аппаратурой БИИ-КМ (навигационный прибор – информационное ядро БИНС) и коррекцией навигационных параметров от навигационной аппаратуры потребителя и астродатчика.

На рисунке обозначены:

СНВ – специализированный навигационный вычислитель;

БЧЭ – блок чувствительных элементов;

ВЯ – вычислительное ядро;

НАП – навигационная аппаратура потребителя;

МВ – метка времени.

Примечания:

1. В качестве аппаратуры спутниковой навигации применяется аппаратура НАП из состава РБ «Бриз-М».
2. Требуется доработка НАП.

В заключение следует отметить, что расширение транспортных операций в пределах околоземного пространства может принести значительный экономический эффект, будет способствовать дальнейшему развитию науки и техники в мире и в целом будет иметь жизненно важное значение для земной цивилизации.

ПРИЛОЖЕНИЕ I

СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

Учитывая растущие потребности в космической связи, глобальном позиционировании, космическом мониторинге Земли и решении ряда других задач, требующих космического базирования используемой аппаратуры, в мире ежегодно проводится большое число запусков ракет-носителей и космических аппаратов. Значительную долю в общем числе запусков составляют КА массой менее 500 кг, а также микро-КА массой менее 20 кг.

В 2009 г. в мире на целевые траектории было выведено более 100 КА. К странам, уже традиционно осуществляющим пуски РН, прибавились Иран, Южная Корея и Северная Корея.

Российская Федерация прочно удерживает первое место по числу пусков РН. Вместе с пусками РН Украины их число в 2004...2008 гг. составило около 46 % всех пусков РН, выполненных в мире. Для сравнения: США за этот период выполнили около 23 % пусков, КНР – примерно 13 %, а пуски европейских РН составили лишь 8 %. Неудачные пуски РН в 2006...2008 гг. у РФ и Украины составили 4 %, а у США – 7,7 %. В 2009 г. пуски российских РН составили 41 % всех пусков РН, проведенных в мире.

При выведении космического аппарата на целевую орбиту необходимо выполнять ряд специфических функций, которые реализуются в разгонном блоке (РБ). Разгонный блок – ступень ракеты-носителя (обычно четвертая), предназначенная для перевода космического аппарата с опорной орбиты на целевую орбиту искусственного спутника Земли. При этом обеспечивается выполнение требований по ориентации и точности выведения КА. А это, в свою очередь, требует разработки специфической системы управления этим блоком.

Разгонные блоки позволяют проводить многократные включения двигательных установок. Первые разгонные блоки для РН «Протон-К» были сделаны на базе ракетного блока «Д» носителя «Н-1» (пятая сту-

пень). Разработка велась в ОКБ-1 (сейчас это РКК «Энергия» им. С.П. Королева). В составе РН «Протон-К» блок претерпел несколько модификаций. Сейчас используются разгонные блоки моделей «ДМ-2» и «ДМ-2М» производства РКК «Энергия» [25]. В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [21] разработан разгонный блок «Бриз-М». «Бриз» – разгонный блок, в разных модификациях («Бриз-К», «Бриз-КМ» и «Бриз-М») может быть использован в составе ракеты-носителя легкого и тяжелого классов. Создание «Бриз-М» – только один из этапов модернизации РН «Протон-К». В результате осуществления целого комплекса мероприятий в рамках этой модернизации ракета приобрела новый технический облик и более широкие возможности, получив при этом новое название – «Протон-М». Разгонный блок «Бриз-М» может быть использован с ракетами-носителями «Протон-М», «Ангара». Блок обеспечивает выведение полезной нагрузки на низкие, средние, высокие орбиты и геостационарную орбиту.

Важным этапом создания семейства отечественных космических РБ была разработка в рамках «Федеральной космической программы России по созданию и поставкам космической техники научного и народнохозяйственного назначения на 1994 г.» предложений по созданию оптимального семейства космических РБ. Перед создателями перспективных РБ ставилась задача наряду с обеспечением высокой эффективности и надежности создать РБ повышенной экологической чистоты. Еще одним условием было изготовление РБ и их систем на заводах Российской Федерации. Краткая характеристика некоторых отечественных средств вывода КА на целевые орбиты приводится в табл. П1.

Применение РБ «Бриз-М» в составе РН «Протон-М» позволяет увеличить массу полезной нагрузки, выводимой на орбиту.

Первый (неудачный) полет ракеты-носителя «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» состоялся 5 июля 1999 г., а первый успешный полет – 6 июня 2000 г. Старт был осуществлен с космодрома Байконур. На геостационарную орбиту был выведен российский спутник связи «Горизонт».

РБ «Бриз-М» обладает большой универсальностью применения, но основной его задачей является выведение тяжелых полезных грузов на геопереходную орбиту (ГПО) – максимальная грузоподъемность до 6400 кг и на геостационарную орбиту (ГСО) – до 3600 кг.

Анализ мирового космического рынка показывает наличие устойчивой тенденции роста масс и габаритов КА. Выведение КА, планируемое в рамках осуществления национальных космических программ Российской Федерации, требует повышения энергетических характеристик и гибкости применения РБ, а также значительного увеличения размеров зоны для размещения полезных грузов под головным обтекателем РН.

В связи с необходимостью обеспечения решения новых функциональных задач в составе РБ «Бриз-М» используется новая система управления, разработанная МОКБ «Марс», выполненная с использованием перспективных технических решений. В частности, предусмотрены широкие возможности по корректировке полетного задания непосредственно перед стартом. Основные технические характеристики РБ «Бриз-М» приведены в табл. П1.

Обладая компактной компоновкой, РБ «Бриз-М» может обеспечить выведение крупногабаритных полезных грузов, размещаемых в зоне, размеры которой ограничиваются габаритами, допустимыми с точки зрения устойчивости и аэродинамики всего носителя. Эксплуатационные возможности РБ «Бриз-М» были заложены в его конструкцию в соответствии с реальными и перспективными потребностями мирового рынка КА, проанализированными ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [21], ЦНИИМАШ [28] и «Евроконсалт». Исследования показали, что в период до 2015 г. мировой рынок будет определяться, главным образом, развитием двух сегментов космической связи: геостационарных систем и среднеорбитальных многоспутниковых систем. Верхнее значение массы КА, выводимых на ГПО и ГСО, к 2010 году может возрасти до 6400 кг, при этом диаметр КА превысит 4 м.

Таблица III

Краткая характеристика некоторых отечественных средств
вывода КА на целевые орбиты

		Тип разгонного блока. Краткое описание конструктивно-компоновочной схемы	Заказчик
«ДМ» (11С861)		Одноступенчатый РБ с ЖРД. Модернизация блока «Д»	МОМ СССР
«Бриз-М»		Двухступенчатый РБ. Создан на базе РБ «Бриз» для использования с РН «Рокот», «Союз-2», «Протон-М», 8К82КМ и «Ангара»	Минобороны России, РКА
«Икар»	О Б Щ И Е	Одноступенчатый ЛА с маршевым ЖРД, подвесными сферическими баками, размещенными в одной плоскости. Подача КРТ вытеснительная	РКА
С5М	С В Е	Одноступенчатый РБ с несущими баками и ЖРД, позволяющий осуществить двукратное включение в невесомости	МО СССР
«Фрегат»	Д Е Н И Я	Одноступенчатый ЛА. Корпус образован шестью сферообразными контейнерами, расположенными в плоскости, перпендикулярной направлению полета, с маршевым ЖРД и вытеснительной системой подачи топлива	Минобороны России, РКА
«Фрегат-2», «Фрегат-СБ»		Модернизированный РБ «Фрегат» со сбрасываемым блоком баков	РКА, Минобороны России
«ЛиФТ»		Одноступенчатый разгонный блок с маршевым ЖРД и управляющими ДМТ	РКА
«КВРБ»		Одноступенчатый разгонный блок с ЖРД	РКА

		Головной подрядчик / Изготовитель	Начало проектирования / Первый полет
«ДМ» (11С861)	О Б Щ И Е С В Е Д Е Н И Я	РКК «Энергия» / Завод экспериментального машиностроения, Красноярский машино- строительный завод	Блок «Д» – 1967 г.; модернизация (блок «ДМ») – 1974 г.
«Бриз-М»		ГКНПЦ им. М.В. Хруничева / РКЗ	— / 05.07.1999 г.
«Икар»		ЦСКБ / Завод «Прогресс»	— / 1999 г.
С5М		ГКБ «Южное» / ПО «Южмаш»	— / 1977 г.
«Фрегат»		НПО им. С.А. Лавочкина	1991 г. / 09.02.2000 г.
«Фрегат-2», «Фрегат-СБ»		НПО им. С.А. Лавочкина	1995 г. / —
«ЛиФт»		НПО им. С.А. Лавочкина	Проект
«КВРБ»		ГКНПЦ им. М.В. Хруничева / РКЗ	Проект

		Число ступеней	Длина (без полезной нагрузки) / Диаметр, м	Масса сухого РБ М _{кон РБ} , кг	Масса топлива М _{т РБ} , кг
«ДМ» (11С861)	О С Н О В Н Ы Е Х А Р А К Т Е Р И С Т И К И	1	6,3 / 3,7	3520	14940
«Бриз-М»		2	2,654 / 4,10	2400	19800
«Икар»		1	2,59 / 2,72	2310	900
С5М		1	2,75 / 2,2 (2,6 / 2,4)	1600 (1407)	3000 (3200)
«Фрегат»		1	1,55 / 3,35	1000-1100	5350
«Фрегат-2», «Фрегат-СБ»		2	3,05 / 3,4	1550	12400 (раб.), из них в сбрасываемом топливном баке – 7050 кг
«ЛиФТ»		1	2,8 / 2,35	– 1075 (с автономной системой управления); – 775 (с системой управления на борту КА)	5700
«КВРБ»		1	8,6	3500	19800

		Масса начальная РБ (без полезной нагрузки) М_{РБ}, кг	Тяга двигательной установки Р_п РБ, кН	Тяга маршевых двигателей Р_п РБ МАРШ, кН
«ДМ» (11С861)	О С Н О В Н Ы Е	18460		83,315
«Бриз-М»		21200	22,68	21,15
«Икар»		3210		2,295
С5М		4600	79,6	73,67
«Фрегат»		6435 (6495 с дополнительным ХИТ)	19,6 (режим большой тяги); 13,72 (режим малой тяги)	19,62
«Фрегат-2», «Фрегат-СБ»	Х А Р А К Т Е Р И С Т И К И	16250 (из них РБ «Фрегат» – 6400 кг)	19,6 (режим БТ); 13,02 (режим МТ)	19,6 (режим БТ); 13,72 (режим МТ)
«ЛиФТ»		– 6675 (с автономной системой управления); – 6475 (с системой управления на борту КА)	13,62	13,62
«КВРБ»		23300	73,6	69,6

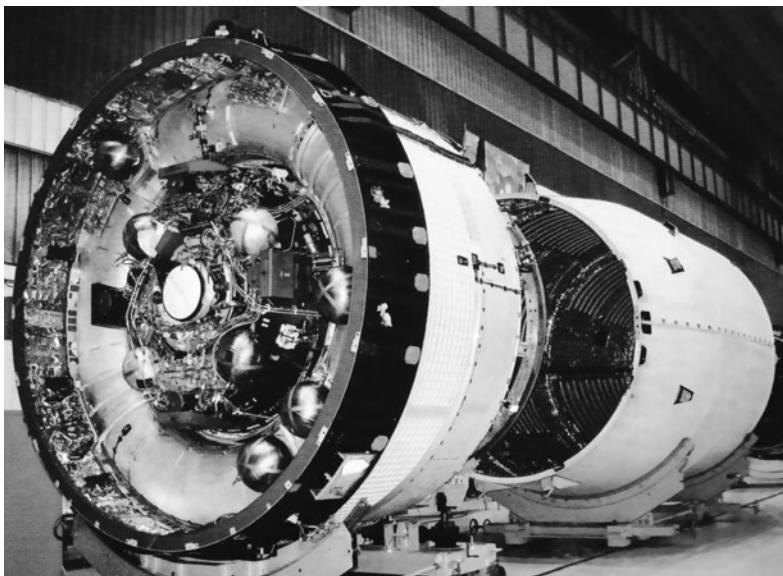
		Тяга рулевых дви- гателей $P_{\text{пРБ}} \text{ РУД, кН}$	Суммарный располагаемый импульс $J_{\text{РБ}} \text{ кН}\cdot\text{с}$	Запас характери- стической скоро- сти, м/с
«ДМ» (11С861)	О С Н О В Н Ы Е Х А Р А К Т Е Р И С Т И К И		20749	
«Бриз-М»		1,53		при выведении на ГПО ($M_{\text{пн}} = 5500 \text{ кг}$ с ГО) 4217 при выведении на ГСО ($M_{\text{пн}} = 3100 \text{ кг}$ с ГО) 5100
«Икар»				(при $M_{\text{пн}} = 2175 \text{ кг}$) 5413
С5М			965,240	(при $M_{\text{пн}} = 2175 \text{ кг}$) 4458
«Фрегат»				– 5056 (при выводе на ССО: $i = 84,4^\circ$; $M_{\text{ОРБ}} = 6445 \text{ кг}$); – 2306 (при выводе на ССО: $M_{\text{пн}} = 4000 \text{ кг}$; $M_{\text{ОРБ}} = 10435 \text{ кг}$)
«Фрегат-2», «Фрегат-СБ»		~100 (осевая составляющая тяги четырех двигателей СОЗ)		(при $M_{\text{пн}} = 2175 \text{ кг}$) ~ 8600
«ЛиФТ»				при выведении на ГПО ($M_{\text{пн}} = 3100 \text{ кг}$, с ГО) 1570
«КВРБ»				(при $M_{\text{пн}} = 2175 \text{ кг}$) 6503

В свою очередь, развитие среднеорбитальных систем связи уже в ближайшие годы потребует для своего обслуживания 40-50 % всего количества запусков коммерческих носителей. Требования к выведению тяжелыми РН спутников, входящих в такие системы, включают в себя необходимость их разведения по разным орбитам при групповых пусках.

Значительную роль будет играть диапазон выводимых полезных нагрузок, выбранных для конкретного средства выведения, т.е. сочетания РН с РБ. Существует определенная зависимость между такими диапазонами грузоподъемности средств выведения и долями общего грузопотока всех выводимых полезных нагрузок, соответствующих конкретным показателям грузоподъемности. Диапазон грузоподъемности, обеспечиваемый РБ «Бриз-М», близок к максимальному.

Преимущества выбранной концепции и особенностей конструкции «Бриз-М» не исчерпываются удовлетворением прямых потенциальных потребностей мирового рынка выведения КА, к которым, помимо обеспечения оптимального диапазона грузоподъемности при применении с перспективными российскими носителями типа «Протон-М» и «Ангара», можно отнести и упомянутое выше увеличение зоны размещения полезной нагрузки под головным обтекателем. За счет своего энергетического потенциала и многократности включения маршевого двигателя «Бриз-М» обеспечивает значительное расширение диапазона обслуживаемых целевых орбит, возможность группового выведения КА на разные орбиты и освоение новых, нетрадиционных схем выведения (например, выведение на ГСО с использованием высокоэллиптических орбит или с использованием гравитационного поля Луны). При этом система управления «Бриз-М» обеспечивает высокую точность выведения полезных нагрузок.

В состав РБ «Бриз-М» входит большое количество узлов, агрегатов и систем, находящихся на уровне последних достижений ракетно-космической техники, но уже прошедших проверку летными испытаниями и эксплуатацией в составе других изделий. Например, в



Разгонный блок «Бриз-М»

двигательной установке маршевый двигатель является последовательной модернизацией прототипа, использованного в составе межпланетных КА «Фобос I», «Фобос II» и прошедшего большой объем наземных испытаний с последующим успешным применением в космическом полете. Последняя модернизация этого двигателя для «Бриз-К», отличающаяся от прототипа в основном увеличением продолжительности работы, также подверглась соответствующим проверкам на Земле (всего было испытано 143 двигателя), а затем была успешно испытана в трех пусках РН «Рокот» в 1990-1994 гг. В качестве двухкомпонентных двигателей малой тяги двух типов (с тягой 40 кг·с и 1,3 кг·с) для стабилизации и ориентации были взяты практически без изменений двигатели, подтвердившие свои характеристики при летных испытаниях и длительной эксплуатации в космосе всех модулей орбитальной станции «Мир» и уже в составе РБ «Бриз» при вышеуказанных пусках «Рокота». В ходе этих же пусков, а также при

предшествующих наземных испытаниях была подтверждена и надежность других агрегатов пневмогидросистемы двигательной установки «Бриз-М» и блока топливных баков, вошедших в состав центральной части РБ практически без изменений. В системе управления РБ «Бриз-М» комплекс командных приборов был разработан на базе приборов, созданных в период 1975-1989 гг. и внедренных в серийное производство. Количество приборов-аналогов, прошедших автономные испытания, составило более 110 экземпляров, испытанных при наземной отработке – 80, а в летных условиях было испытано 124 комплекта приборов. Примером таких приборов может служить гиросtabilизированная платформа, прототип которой успешно использовался в составе серии российских баллистических ракет подводных лодок. В целом для РБ доля заимствованных без изменения элементов достигает 65 %, доля модернизированных элементов составляет 26 % и только 9 % конструкции являются разработками, не имеющими прототипов.

В вариантах головных обтекателей степень предварительного подтверждения надежности для примененных элементов конструкции еще выше. Только 4 % модернизированных конструкций были доработаны с изменением характеристик, 96 % элементов были заимствованы. Кроме заимствования элементов конструкции, уже подтвердивших свою высокую надежность, при проектировании РБ «Бриз-М» были применены специальные схемные решения, обеспечивающие повышенный уровень надежности при выполнении задач полета даже в случае возникновения нештатных ситуаций. Например, в конструкции автоматики двигательной установки была реализована схема повторного запуска маршевого двигателя при отказах в штатном режиме его запуска, предусмотрено нормальное обеспечение стабилизации и ориентации в полете при отказе одного из двигателей малой тяги и т.п.

Значительные перспективы имеет РБ «Бриз-М» и модернизированные на его базе РБ в связи с созданием семейства РН «Ангара»,

разработанного на основе универсального ракетного модуля с кислородно-керосиновым ракетным двигателем. Грузоподъемность этих РН разного класса составляет от 2 до 24 т. РН «Ангара» должна заменить РН «Протон», первая из которых была запущена в 1965 г.

Приведем краткую характеристику работы РБ «Бриз-М» в варианте выведения орбитального блока (ОБ) на целевую орбиту, осуществляемого по схеме с пятью включениями маршевого двигателя (МД) РБ.

Сразу после отделения ускорителя третьей ступени РН начинается работа двигателей стабилизации РБ, которые обеспечивают вначале демпфирование угловых скоростей, полученных от разделения с третьей ступенью, а затем ориентацию и стабилизацию ОБ на участке пассивного полета по суборбитальной траектории в течение времени ожидания момента первого включения МД.

Через 94 секунды после отделения от РН выполняется первое включение МД, в результате которого прикладывается импульс, формирующий опорную орбиту.

В результате второго включения маршевого двигателя РБ осуществляется переход ОБ на промежуточную орбиту. В результате третьего и четвертого включения маршевого двигателя РБ осуществляется перевод ОБ на переходную орбиту. Целевая геопереходная орбита с заданными параметрами формируется за счет пятого включения маршевого двигателя РБ, которое производится в районе апогея переходной орбиты.

После выхода на целевую орбиту производится ориентация ОБ в направлении, заданном для отделения КА, и отделение КА.

После отделения КА и проведения сеанса измерения параметров геопереходной орбиты разгонный блок уводится от КА и переводится в безопасное состояние (сбрасывается давление из всех емкостей).

Перспективные средства выведения КА предложены и создаются в головных организациях-разработчиках РН: ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, «ЦСКБ – Прогресс» (Самара), ГKB «Южное». При создании

ракеты-носителя тяжелого и сверхтяжелого классов специалисты ГКНПЦ им. М.В. Хруничева основываются на следующих принципах, которые можно рассматривать в качестве общих подходов разработчиков РН:

- целевое использование: обеспечение запуска всей номенклатуры полезных нагрузок, адаптация к изменению целевых задач, высокая начальная полетная надежность для обеспечения целевого использования РН, начиная с первого пуска;

- экономическая эффективность разработки, изготовления и целевого использования: максимальное использование потенциала отечественной ракетно-космической отрасли, серийное производство, модульное построение, унификация, внедрение новых технологий и материалов;

- надежность и безопасность эксплуатации: минимизация числа ступеней РН, использование универсальных ракетных блоков, запуск всех маршевых двигателей на старте, а не в полете, реализация аварийных циклограмм работы для исключения или снижения возможного ущерба, опережающая отработка ракетных блоков в пусках более легких и простых РН.

США традиционно являются одним из лидеров в области освоения космоса и, в частности, создания средств доставки беспилотных и пилотируемых КА на целевые траектории. В США рассматривается ряд вариантов транспортных космических систем.

В настоящее время стоимость выведения КА массой 6 т на ГПО ракетой-носителем «Протон-М» оценивается величиной 75-80 млн. \$. Стоимость такого выведения у Arianespace составляет 108 млн. \$. Серьезные коммерческие угрозы для Arianespace исходят от китайской РН «Великий поход» и американской РН «Falcon-9» компании SpaceX.

Работы по перспективным средствам выведения КА ведутся и в рамках соответствующих программ в США, России, Украине, Китае, Индии, Бразилии, Южной Корее, Японии, Франции, Англии.

Европейскими странами и Европейским космическим агентством (ЕКА) реализуется обширная программа исследования Земли из космоса, включая ее атмосферу.

Одним из перспективных средств доставки КА массой до 1500 кг на близкие к полярным орбиты является создаваемая ЕКА ракета-носитель «Вега». На начало 2010 г. был намечен полет четырехступенчатой РН «Вега».

В рамках программы Galileo для группового запуска европейских навигационных КА и разведения их по рабочим орбитам рассматривается вариант использования РН «Ariane-5» с РБ «Фрегат». Данный вариант интересен, в частности, тем, что РБ «Фрегат» будет использоваться в составе РН «Союз-ST», запускаемого с космодрома Куру.

Интерес к созданию собственных РН проявляют фирмы Великобритании. Инициатором проекта являются фирмы SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd.) – признанный европейский лидер в области создания МКА, и Virgin Galactic (Richard Branson, проект суборбитальных туристических полетов на ракетоплане Space Ship Two). Рассматривается возможность создания недорогого РН воздушного старта для выведения на орбиту небольших спутников. «Не сложили руки» и авторы проекта Skylon (аэрокосмического самолета), закрытого в 1980-х годах корпорациями ВАС и Rolls-Royce из-за технических проблем и отсутствия финансовой поддержки правительства.

В табл. П2 приводится перечень пусков РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» на период издания учебного пособия.

Таблица П2

Успешные запуски космических аппаратов
с помощью РН «Протон» и РБ «Бриз-М»
на геостационарные и геопереходные орбиты

№	Дата запуска	Тип орбиты	Название КА	Страна-заказчик
1	06.06.2000	ГСО	Горизонт-45	РФ
2	07.04.2001	ГСО	Экран-М18	РФ
3	30.12.2002	ГПО	Nimiq-2	США
4	07.06.2003	ГПО	АМС-9	США
5	10.12.2003	высоко- круговая	3 шт. 14Ф113, Глонасс	РФ
6	16.03.2004	ГПО	W3A	Европа
7	17.06.2004	ГПО	Intelsat-10	США
8	05.08.2004	ГПО	Amazonas	Испания
9	15.10.2004	ГПО	АМС-15	США
10	03.02.2005	ГПО	АМС-12	США
11	21.05.2005	ГПО	DirecTV-8	США
12	09.09.2005	ГПО	Anik-F1R	Канада
13	29.12.2005	ГПО	АМС-23	США
14	05.08.2006	ГПО	HotBird-8	Франция
15	08.11.2006	ГПО	Arabsat-4B	Европа
16	12.12.2006	ГПО	Measat-3	Малайзия
17	10.04.2007	ГПО	Anik-3F	Франция
18	07.07.2007	ГПО	DirecTV-10	США
19	18.11.2007	ГПО	Sirius-4	Европа

Таблица П2 (продолжение)

№	Дата запуска	Тип орбиты	Название КА	Страна-заказчик
20	09.12.2007	ГСО	17Ф15М	РФ
21	28.01.2008	ГСО	Экспресс АМ-33	РФ
22	10.02.2008	ГСО	Thor-5 (Thor-IIR)	Норвегия
23	19.08.2008	ГПО	Inmarsat-4F3	Великобритания
24	21.09.2008	ГПО	Nimiq-4	США
25	05.11.2008	ГПО	Astra-1M	Люксембург
26	10.12.2008	ГПО	Ciel-2	США
27	11.02.2009	ГСО	Экспресс-АМ44, Экспресс-МД1	РФ
28	03.04.2009	ГПО	W2A	Европа
29	16.05.2009	ГПО	ProtoStar-2	РФ
30	30.06.2009	ГПО	Sirius FM5	США
31	11.08.2009	ГПО	AsiaSat-5	КНР
32	17.09.2009	ГПО	Nimiq-5	США
33	24.11.2009	ГПО	W7	Европа
34	29.12.2009	ГПО	DirecTV-12	США
35	28.01.2010	ГСО	17Ф14М	РФ
36	12.02.2010	ГСО	IntelSat-16	США
37	20.03.2010	ГПО	EchoStar-14	США
38	24.04.2010	ГСО	АМС-4R	США
39	04.06.2010	ГПО	Arabsat-5B	Саудовская Аравия
40	10.07.2010	ГПО	EchoStar-15	США
41	14.10.2010	ГПО	Sirius XM-5	США

ПРИЛОЖЕНИЕ II

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

А

АРМ **Автоматизированное рабочее место** – рабочее место, оснащенное персональным компьютером, который связан с местной вычислительной сетью и другими информационными ресурсами, а также специальным программным обеспечением, предназначенным для решения определенных технических задач.

АФЧХ **Амплитудно-фазовая частотная характеристика** – удобное представление частотного отклика линейной стационарной динамической системы в виде графика в комплексных координатах.

АЦК **Автоматизированный цифровой комплекс** – комплекс технических средств, представляющий собой программно-аппаратный эквивалент системы управления.

Б

БАДУ **Блок автоматики двигательной установки** – блок силовой автоматики, входящий в состав системы управления разгонного блока и предназначенный для управления электро-, пневмо- и гидроклапанами, входящими в пневмогидросистему подачи компонентов топлива двигательной установки, двигателей малой тяги, теплозащитной крышки и системы обеспечения тепловых режимов, а также для связи с системой управления ракетой-носителем.

- БВД** **Баки высокого давления** – баки, в которых находятся компоненты топлива (окислитель или горючее) под высоким давлением. Эти компоненты топлива подаются в двигателя малой тяги по командам, поступающим из блока автоматики двигательной установки.
- БИК** **Бортовой измерительный комплекс** – аппаратура, предназначенная для сбора и передачи на наземные измерительные пункты текущей навигационной и другой полетной информации, а также для внешнетраекторных измерений. В состав комплекса входят: телеметрические согласующие устройства, аппаратура сбора и передачи информации; бортовые передатчики, навигационная аппаратура потребителя, аппаратура радиоконтроля орбиты.
- БИП** **Бортовой источник питания** – бортовая батарея, обеспечивающая электропитанием систему управления разгонным блоком и смежные системы в течение всего автономного полета.
- БИНС** **Бесплатформенная инерциальная навигационная система** – предназначена для определения, комплексной обработки и выдачи навигационной, пилотажной и спутниковой информации. В БИНС акселерометры и гироскопы жестко связаны с корпусом прибора. Основной особенностью системы является использование гироскопов как датчиков угловой скорости, и для перехода в географическую систему координат необходимо интегрирование этих скоростей.
- БК** **Блок коммутации** – блок, входящий в состав наземного проверочно-пускового комплекса и предназначенный для обмена командами и аналоговой контрольной информацией между бортовой и наземной аппаратурой при наземном контроле.

- БКП** **Блок коммутации питания** – устройство, входящее в состав системы управления разгонного блока и предназначенное для включения и выключения питания в блоках силовой автоматики и смежных системах.
- БКС** **Бортовая кабельная сеть** – набор разъемов и кабелей, обеспечивающих соединение между собой бортового цифрового вычислительного комплекса, блоков силовой автоматики и смежных систем разгонного блока.
- БОС** **Базовая операционная система** – совокупность программных средств, отвечающих за базовые функции интерфейса, поддержания циклограмм работы устройства, обработки событий.
- БОУЦП** **Баллистическое обеспечение циклограммы полета** – раздел полетного задания, в котором определяется последовательность выполнения и состав типовых полетных операций, обеспечивающих выполнение циклограммы полета, в том числе номинальные параметры маневров, информация по выполнению разворотов, состав и последовательность операций отделения головного обтекателя, космического аппарата и т.п.
- БП** **Блок питания** – блок, входящий в состав наземного проверочно-пускового комплекса и предназначенный для обеспечения электропитанием устройств подстольного помещения.
- БСА** **Блоки силовой автоматики** – блоки преобразования маломощных информационных сигналов, формируемых бортовым цифровым вычислительным комплексом, в сигналы с уровнями, достаточными для управления смежными системами.
- БСУ** **Бортовая система управления** – программно-аппаратный комплекс управления космическим аппаратом.

- БТ** **Большая тяга.**
- БУ** **Блок управления** – блок, входящий в состав наземного проверочно-пускового комплекса (см. НППК) и предназначенный для обеспечения взаимодействия между наземным цифровым вычислительным комплексом предстартовой подготовки (кодовая информация) и блоком коммутации (аналоговая информация).
- БУП** **Блок управления пироустройствами** – блок, входящий в состав системы управления разгонного блока и предназначенный для подрыва пироклапанов в магистралях пневмогидравлической системы подачи топлива маршевого двигателя, пирозамков в системах разделения дополнительного топливного бака и космического аппарата.
- БЦВК** **Бортовой цифровой вычислительный комплекс** – блок, входящий в состав бортовой системы управления разгонного блока и предназначенный для получения информации от наземного проверочно-пускового комплекса, датчиков и бортовых систем, обработки ее в режиме реального времени и выдачи управляющих сигналов через блоки силовой автоматики на исполнительные органы и в бортовые системы.
- БЦВМ** **Бортовая цифровая вычислительная машина** – цифровые вычислительные средства в составе бортового обслуживания самолетов и других подвижных средств. Появились на рубеже 60-х годов и за относительно короткий срок практически полностью заменили используемые ранее аналоговые вычислители, поскольку обеспечивали более высокую точность решения задач, характеризовались большей универсальностью применения и обладали широкими логическими возможностями.

В

ВКП **Выносной командный пункт** – сооружение стартового комплекса (бункер), в котором находятся операторы и аппаратура, обеспечивающие старт ракеты-носителя.

ВМ **Временные метки** – команды, выдаваемые в систему управления космического аппарата во время совместного полета с разгонным блоком.

Г

ГИЛУ **Гироскопический интегратор линейных ускорений** – представляет собой гироскопическое устройство со смещенным центром масс чувствительного элемента гироскопа, заключенного в карданов подвес. При наличии ускорения возникает момент силы, прикладываемый к гироскопу и вызывающий его прецессию. Скорость прецессии пропорциональна действующему ускорению, а угол поворота – накопленной линейной скорости. Этот угол измеряется с помощью датчика, входящего в состав ГИЛУ, и поступает в БЦВК в виде цифрового кода. Следует отметить, что все инерциальные измерители ускорений (акселерометры, ГИЛУ) фиксируют так называемое «кажущееся» ускорение, которое возникает под действием сил негравитационного происхождения, например при работе маршевого двигателя.

ГИСК **Гринвичская инерциальная система координат.**

ГО **Головной обтекатель** – самая передняя часть ракеты. Имеет форму, обеспечивающую наименьшее аэродинамическое сопротивление. Конструктивное изделие, защищающее космический аппарат и разгонный блок во время прохождения через плотные слои атмосферы.

ГПО **Геопереходная орбита** – орбита, являющаяся переходной между низкой опорной орбитой (высота НОО порядка 200 км) и геостационарной орбитой (см. ГСО). В отличие от НОО и ГСО, которые в первом приближении являются круговыми, переходная орбита – это сильно вытянутая эллиптическая траектория движения КА, перигей которой лежит на расстоянии НОО от Земли, а апогей – на расстоянии ГСО.

ГСО **Геостационарная орбита** – круговая орбита, расположенная в плоскости экватора Земли, находясь на которой космический аппарат обращается вокруг планеты с угловой скоростью, равной угловой скорости вращения Земли вокруг оси, и постоянно находится над одной и той же точкой на земной поверхности на высоте, приблизительно равной 35 786 км.

ГСП **Гиросtabilизированная платформа** – площадка, удерживаемая в заранее заданном положении системой гироскопов и не участвующая в колебаниях корпуса летательного аппарата.

Д

ДКИ **Двигатель коррекции импульса** – двигатель малой тяги, импульс которого направлен вдоль оси разгонного блока. В составе разгонного блока – 4 двигателя. Используется для поджатия компонентов топлива перед включением маршевого двигателя и для изменения углового положения космической головной части во время пассивного полета.

ДМТ **Двигатель малой тяги** – наряду с мощными силовыми установками, поднимающими ракеты в космос, в космической технике широко используются двигатели малой

тяги. Тяга таких двигателей невелика, но обычно ее вполне достаточно, чтобы сориентировать искусственный спутник или космический аппарат. Ракетный двигатель малой тяги применяется главным образом в системах стабилизации и управления летательных аппаратов. В космосе, где силы тяготения ощущаются слабо и практически нет среды, сопротивление которой приходилось бы постоянно преодолевать, они могут использоваться и для разгона.

ДСТ **Двигатель стабилизации** – двигатель малой тяги, импульс которого направлен перпендикулярно оси разгонного блока. В составе разгонного блока – 12 двигателей. Используются для изменения углового положения космической головной части.

ДУ **Двигательная установка** – основной (маршевый) двигатель разгонного блока с системой клапанов, отвечающий за изменение орбиты и ориентации космической головной части.

Е

ЕЦУП **Единый центр управления полетом** – центр управления, откуда координируется работа всех служб, обеспечивающих полет каждого космического аппарата, организуется взаимодействие с космодромами и заинтересованными организациями, постоянно оценивается обстановка на орбите и при необходимости координируется программа полета. Основной объем работы со спутниками приходится на ЕЦУП: отсюда идет связь практически со всеми российскими орбитальными системами, здесь же находится Центр управления глобальной навигационной спутниковой системой.

Ж

ЖРД **Жидкостной реактивный двигатель** – химический ракетный двигатель, использующий в качестве ракетного топлива жидкости, в том числе сжиженные газы. По количеству используемых компонентов различаются одно-, двух- и трехкомпонентные ЖРД.

И

ИП **Источник питания** – устройство, предназначенное для обеспечения аппаратуры разгонного блока электрическим питанием.

ИСК **Инерциальная система координат.**

ИСКВ **Инерциальная система координат выведения.**

ИСС **Имитатор смежных систем** – устройство, входящее в наземную аппаратуру, имитирующее работу смежных систем разгонного блока при наземном контроле.

К

КА **Космический аппарат** – техническое устройство, используемое для выполнения различных задач в космическом пространстве, а также для проведения исследовательских и иного рода работ.

КВВ **Контроллер ввода/вывода** – устройство, которое берет на себя управление некоторыми операциями по вводу-выводу, выполняемыми при его отсутствии центральным процессором.

КГЧ **Космическая головная часть** – последняя ступень ракеты-носителя в составе: полезная нагрузка (один или несколько космических аппаратов), переходная система, разгонный блок и головной обтекатель.

- КИС** **Контрольно-испытательная станция** – подразделение головного разработчика, в котором проводятся приемо-сдаточные испытания разгонного блока.
- ККП** **Комплекс командных приборов** – комплекс навигационных приборов, предназначенный для ориентации разгонного блока при выведении космического аппарата на целевую орбиту.
- КО** **Контакт отделения** – команда, формируемая в блоке автоматики двигательной установки в момент разделения разгонного блока и ракеты-носителя, после которой начинается автономный полет космической головной части.
- КП** **Контакт подъема** – команда, формируемая в системе управления ракеты-носителя в момент старта, после которой начинается совместный полет ракеты-носителя и космической головной части.
- КПА** **Контрольно-проверочная аппаратура** – программно-аппаратный комплекс наземного контроля космического аппарата или разгонного блока.
- КПК** **Клапан пуска камеры** – входит в состав двигательной установки, открывается по команде блока автоматики двигательной установки при включении маршевого двигателя.
- КПЭО** **Комплексная программа экспериментальной обработки** – комплекс испытаний для подтверждения выполнения требований ТТЗ, ТЗ, ГОСТов и РК 98.
- КРТ** **Компонент ракетного топлива** – в качестве КРТ может использоваться окислитель или горючее.
- КС** **Комплексный стенд** – стенд в МОКБ «Марс», на котором проводятся отработка аппаратуры и программного обеспечения, приемо-сдаточные испытания аппаратуры и аттестация программного обеспечения.

- КШ** **Контроллер шины** – термин, используемый в ГОСТ Р 52070-2003. На одной шине может быть всего один контроллер в любой момент времени. Он является инициатором всех сообщений по этой шине. Контроллер оперирует командами из списка в своей внутренней памяти, командует оконечным устройствам послать или принять сообщения, обслуживает запросы, получаемые от оконечных устройств, фиксирует и восстанавливает ошибки, поддерживает историю ошибок.
- КЭБ** **Комплект электронных блоков** – электронные устройства, преобразующие аналоговые сигналы с трехосного гиросtabilизатора в цифровой формат по ГОСТ 18977-79.

М

- МД** **Маршевый двигатель** – основной двигатель космического аппарата или разгонного блока.
- МКО** **Мультиплексный канал обмена** – магистральный последовательный интерфейс (мультиплексный канал передачи данных) согласно ГОСТ Р 52070-2003 (Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования) – совокупность технических средств и правил, обеспечивающих обмен информацией между абонентами интерфейса последовательным биполярным фазоманипулированным кодом по общей информационной магистрали.
- МТ** **Малая тяга.**

Н

- НА** **Наземная аппаратура** – см. НАСУ.

- НАП** **Навигационная аппаратура потребителя** – устройства, входящие в состав бортового измерительного комплекса и предназначенные для внешнетраекторных измерений положения космической головной части на низких орбитах (до 4000 км).
- НАСУ** **Наземная аппаратура системы управления** – аппаратура, предназначенная для наземного контроля бортовой системы управления, состоит из наземного проверочно-пускового комплекса, наземного источника питания бортовой аппаратуры и имитатора смежных систем.
- НИК** **Наземный измерительный комплекс** – это совокупность взаимосвязанных единой целью и задачей технических средств с информационным и программно-математическим обеспечением, предназначенных для получения и обработки информации о функционировании систем контроля движения ракеты-носителя и космической головной части.
- НК** **Наземный контроль** – процесс проверки бортовой аппаратуры при ее изготовлении и в эксплуатации при подготовке к старту, а также непосредственно во время предстартовой подготовки.
- НКС** **Наземная кабельная сеть** – набор разъемов и кабелей, обеспечивающих соединение между собой блоков наземной аппаратуры системы управления (см. НАСУ) и соединение блоков НАСУ с бортовой кабельной сетью (см. БКС).
- НИП** **Наземный измерительный пункт** – наземная станция, принимающая по эфиру информацию, передаваемую бортовым измерительным комплексом.

НППК **Наземный проверочно-пусковой комплекс** – комплекс программно-аппаратных средств, обеспечивающий наземный контроль бортовой аппаратуры. Состоит из аппаратуры, устанавливаемой на выносном командном пункте (пульт секционный), и аппаратуры, устанавливаемой в подпольном помещении (стойка ПП).

НЦВК **Наземный цифровой вычислительный комплекс** – вычислительные блоки, входящие в состав наземного проверочно-пускового комплекса (см. НППК). Программное обеспечение, загруженное в НЦВК, определяет процесс наземного контроля.

О

ОКТ **Окончание компонентов топлива.**

ОБ **Орбитальный блок** – см. КГЧ.

ОУ **Оконечное устройство** – программно-аппаратное устройство, обеспечивающее первичную обработку сообщения или сигнала, преобразование сообщений из вида, в котором их предоставляет источник (речь, изображение и т.п.), в сигнал (на стороне источника, отправителя) и обратно (на стороне получателя).

П

ПАУД **Параметры алгоритмов управления движением.**

ПД **Программная документация** – документация, необходимая для эксплуатации ПО космических объектов. Объем и состав документации согласуется с Заказчиком на этапе проектирования системного управления.

ПГСП **Пневмогидравлическая система подачи топлива** – комплекс электро-, пневмо-, гидроклапанов, пироклапанов

баков и топливных магистралей, обеспечивающий подачу компонента топлива к двигателям.

ПЗ **Полетное задание** – совокупность параметров настройки подсистем системы управления, обеспечивающих выполнение программы полета.

ПК **1. Предварительная команда** – разовая команда, формируемая системой управления ракетой-носителем, после получения которой система управления разгонным блоком готова к переходу в автономный полет.

2. Персональный компьютер.

ПМО **Программно-математическое обеспечение** – см. **ПО**.

ПО **Программное обеспечение** – совокупность программ и данных, предназначенных для решения задач управления космическим объектом и хранящихся в РПЗУ бортовой машины.

ПОИ **Предварительная обработка информации** – алгоритм, обеспечивающий первичную обработку информации преобразования сигналов от датчиков в вид, необходимый для нормативной работы программного обеспечения.

ПП **Подстольное помещение** – помещение, находящееся непосредственно под площадкой, предназначенной для старта ракеты.

ПСП **Пакет стандартных программ** – специальным образом организованная совокупность программ, рассчитанная на общее применение в процессе разработки систем управления.

ПУ **1. Пироустройство** – устройство (клапан, замок и др.), для срабатывания которого используется пороховой заряд.

2. Пульт управления – блок, входящий в состав НППК, установленный на ВКП и предназначенный для управле-

ния включением, отключением и некоторыми процессами наземного контроля.

ПЦБИК **Параметры циклограммы бортового измерительного комплекса** – принятая на предприятии аббревиатура. Раздел полетного задания, в котором указаны параметры управления БИК в полете.

Р

РА **Радиоантенна.**

РБ **Разгонный блок** – последняя ступень ракеты-носителя, предназначенная для перевода космического аппарата с опорной орбиты на целевую орбиту искусственного спутника Земли.

РКД **Рабочая конструкторская документация** – конструкторская документация, разработанная на основе технического задания или проектной конструкторской документации и предназначенная для обеспечения изготовления, контроля, приемки, поставки, эксплуатации и ремонта изделия.

РКО **Радиоконтроль орбиты.**

РН **Ракета-носитель** – аппарат, действующий по принципу реактивного движения и предназначенный для выведения полезной нагрузки в космическое пространство.

РПЗУ **Репрограммируемое запоминающее устройство** – постоянное запоминающее устройство, в котором информация может неоднократно изменяться с помощью специальных средств стирания и записи.

РРН **Разделение ракеты-носителя** – отделение части ракеты, выполнившей свою функцию, от оставшейся ракеты при выведении объекта на орбиту. Разовая команда, форми-

руемая при отделении космической головной части от ракеты-носителя.

- РП** **Рулевой привод** – пневматический, гидравлический или электрический привод, предназначенный для углового перемещения объекта управления.
- РТВК** **Расширенный тест встроенного контроля** – самоконтроль БЦВК (аппаратуры) на этапе эксплуатации, предназначенный для получения более полной информации о его состоянии.
- РТС** **Радиотелеметрическая станция.**
- РФЧ** **Расчетная функция чувствительности.**

С

- СЕВ** **Система единого времени** – совокупность пунктов космодрома, оснащенных специальными часами (атомными, молекулярными или кварцевыми) и предназначенных для распространения образцовых частот и сигналов точного времени среди определенного круга потребителей.
- СЗР** **Система задания разворотов** – система, формирующая последовательность частных разворотов для достижения заданной угловой ориентации разгонного блока.
- СИО** **Система информационного обеспечения** – программно-аппаратный комплекс, объединяющий совокупность датчиков первичной информации и программного обеспечения.
- СК** **Стартовый комплекс** – один из основных объектов космодрома, имеющий одну или несколько стартовых площадок.
- СКД** **Система контроля и диагностики** – программный комплекс контроля и коррекции системы управления космического аппарата.

- СКО** **Среднеквадратическое отклонение** – в теории вероятности и статистике наиболее распространенный показатель рассеивания значений случайной величины относительно ее математического ожидания.
- СНИО** **Система навигации и информационного обеспечения.**
- СОЗ** **Система обеспечения запуска.**
- СОТР** **Система обеспечения теплового режима** – система, предназначенная для поддержания температур на всех элементах конструкции аппарата, приборах и агрегатах в допустимых диапазонах на всех этапах штатного функционирования.
- СПМ** **Соединитель пакетный магистральный** – устройство, предназначенное для стыковки функциональных плат внутри блоков системы управления между собой.
- ССК** **Связанная система координат** – система, оси которой определяются осями инерции космического аппарата, начало координат совпадает с центром масс КА.
- ССО** **Система стабилизации и ориентации** – программно-аппаратный комплекс для стабилизации и ориентации космического аппарата.
- СТУ** **Система траекторного управления.**
- СУ** **Система управления** – совокупность устройств и программ, осуществляющих управление, и связей между ними.
- СУБИК** **Система управления бортового измерительного комплекса** – совокупность устройств и программ, осуществляющих управление, и связей между устройствами БИК.
- СУДН** **Система управления движением и навигацией.**
- СУРП** **Система управления режимами полета.**

СУСС **Система управления смежными системами** – совокупность программ и блоков силовой автоматики, осуществляющих управление смежными системами.

Т

ТГС **Трехосный гиросtabilизатор** – сочетание трех одноосных гиросtabilизаторов; устройство, состоящее из гироскопа направления (гироазимута) и гировертикали (гирогоризонта). Служит для измерения трех углов, определяющих положение объекта, и применяется на кораблях и самолетах. Используется также для пространственной стабилизации некоторой платформы (гиросtabilизированная платформа). Подобные гиросtabilизаторы применяют в инерциальных навигационных системах.

ТЗ **Техническое задание** – исходный документ для проектирования космического аппарата, разгонного блока, содержащий технико-экономическое обоснование разработки, основные технические требования, предъявляемые к сооружению или изделию, или исходные данные для разработки; в техническом задании указываются назначение объекта, область его применения, стадии разработки конструкторской документации, ее состав, сроки исполнения и т.д., а также особые требования, обусловленные спецификой самого объекта либо условиями его эксплуатации.

ТТЗ **Тактико-техническое задание** – исходный технический документ Заказчика на выполнение необходимого комплекса научно-исследовательских и экспериментальных работ в подтверждение выбранной концепции и облика нового (модернизированного) образца вооружений, военной и специальной техники и в обеспечение реализации

его основных тактико-технических характеристик в установленные сроки.

ТЗК **Теплозащитная крышка** – устройство, защищающее маршевый двигатель от перегрева или переохлаждения.

ТК **Технический комплекс** – предназначен для подготовки ракеты-носителя с разгонным блоком в целом до состояния готовности к транспортированию на стартовый комплекс. В состав технического комплекса входят технические позиции ракеты-носителя и разгонного блока, а также средства энергоснабжения, связи, сбора и передачи информации, инженерные сети, транспортные коммуникации и жилая зона.

ТМИ **Телеметрическая информация** – информация, полученная при помощи телеметрии.

ТМК **Терминал мультиплексного канала** – оконечное устройство мультиплексного канала обмена (см. МКО).

ТСУ **Телеметрическое согласующее устройство.**

ТПО **Типовая полетная операция** – элемент структуры общей программы полета, определяющий функционирование космического аппарата в процессе выполнения конкретной задачи полета.

ТЧЭ **Термочувствительный элемент** – устройство, разрушающееся или меняющее свою первоначальную форму при заданной температуре.

У

УВРК **Устройство выдачи разовых команд** – устройство, преобразующее кодовый сигнал вычислителя в разовую команду.

- УК** **Устройство контрольное** – устройство, предназначенное для контроля каких-либо процессов.
- УПРК** **Устройство приема разовых команд** – устройство, преобразующее разовую команду в кодовый сигнал для вычислителя.
- УС** **Устройство соединительное** – устройство, предназначенное для обеспечения соединения функциональных устройств между собой и с другими блоками.
- УФЦ** **Устройство формирования цикла** – устройство, задающее циклический режим работы бортового цифрового вычислительного комплекса.

Ф

- ФДИП** **Файл данных имитации полета.**
- ФДККП** **Формулярные данные комплекса командных приборов.**
- ФПО** **Функциональное программное обеспечение.**
- ФФЧ** **Фактическая функция чувствительности.**

Х

- ХИТ** **Химический источник тока.**

Ц

- ЦГ** **Циклограмма** – временная диаграмма, характеризующая процесс выведения РБ на целевую орбиту и последующие операции как совокупность типовых полетных операций и режимов работы различных подсистем СУ РБ.
- ЦПР** **Центральный процессор** – часть аппаратного обеспечения бортового компьютера, отвечающая за выполнение операций, заданных программами.

ЦТБ **Центральный топливный бак** – бак, в котором находятся компоненты топлива (окислитель или горючее) под низким давлением. Компоненты топлива из ЦТБ подаются в камеру сгорания маршевого двигателя под воздействием давления азота по командам, поступающим из блока автоматики двигательной установки.

ЦТМИ **Цифровая телеметрическая информация** – телеметрическая информация, полученная цифровым методом.

Э

ЭГС **Электрогидравлическая система** – см. РП.

ЭЖК **Электрожидкостный клапан** – электроклапан, открывающий или перекрывающий движение жидкости в пневмогидравлической системе подачи топлива по командам блока автоматики двигательной установки.

ЭКК **Электронная копия карточки.**

ЭПК **Электропневмоклапаны** – электроклапан, открывающий или перекрывающий движение азота в пневмогидравлическую систему подачи топлива по командам блока автоматики двигательной установки.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бонк Р.И. Нормализация процессов управляемых разворотов летательных аппаратов в условиях космоса при глобальных разбросах эффективности управления / Р.И. Бонк, А.М. Пучков, А.С. Сыров // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов: Сб. док. V Всероссийской конференции. – М.: Изд-во МАИ, 1999. С. 15-17.
2. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: Физматгиз, 1969. – 576 с.
3. Глумов В.М. Управление угловым положением нестационарного космического аппарата с переменной эффективностью управляющих моментов / В.М. Глумов, С.Д. Земляков, А.М. Пучков, В.Ю. Рутковский // Известия Академии наук. Теория и системы управления. 2000. №1. С. 120-134.
4. ГОСТ 18977-79. Комплексы бортового оборудования самолетов и вертолетов. Типы функциональных связей. Виды и уровни электрических сигналов; введ. 01.01.1980. – М.: Изд-во стандартов, 2003. – 8 с.
5. ГОСТ Р 52070-2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования; введ. 01.01.2004. – М.: Изд-во стандартов, 2003. – 27 с.
6. Ежов В.В. Алгоритм наведения разгонного блока с нерегулируемым маршевым двигателем и малой тяговооруженностью / В.В. Ежов, Л.И. Кислик, В.Н. Соколов, А.С. Сыров // Авиакосмическая техника и технология. 1998. № 1. С. 31-33.
7. Ежов В.В. Особенности терминального управления выведением разгонного блока с нелинейной программой ориентации / В.В. Ежов, В.Н. Соколов, А.С. Сыров // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов: Сб. док. VI Всероссийской конференции. – М.: Изд-во МАИ, 2002. С. 136-140.
8. Куо Б. Теория и проектирование цифровых систем управления: Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1986. – 448 с.
9. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. – М.: Наука, 1983. – 393 с.
10. Патент РФ № 2209157. Система идентификации условного времени сгорания массы разгонного блока. Сыров А.С., Соколов В.Н., Ежов В.В. – Оpubл. 27.07.2003. Бюл. № 21.

11. Патент РФ № 2209158. Способ идентификации условного времени сгорания массы разгонного блока. Сыров А.С., Соколов В.Н., Ежов В.В. – Оpubл. 27.07.2003. Бюл. № 21.

12. Патент РФ № 2209159. Способ определения момента времени окончания маневра и отсечки маршевого двигателя на основе численного прогноза движения разгонного блока. Соколов В.Н., Ежов В.В., Сыров А.С. – Оpubл. 27.07.2003. Бюл. № 21.

13. Патент РФ № 2211786. Способ коррекции параметров программы изменения продольного движения при терминальном управлении разгонного блока на заданную орбиту. Соколов В.Н., Ежов В.В., Сыров А.С. – Оpubл. 10.09.2003. Бюл. № 25.

14. Патент РФ № 2223894. Способ формирования терминального управления наведением разгонного блока на заданную орбиту. Соколов В.Н., Ежов В.В., Сыров А.С. – Оpubл. 20.02.2004. Бюл. № 5.

15. Патент РФ № 2254271. Способ коррекции параметров программы изменения продольного движения при терминальном управлении наведением разгонного блока на заданную орбиту. Сыров А.С., Соколов В.Н., Ежов В.В. – Оpubл. 20.06.2005. Бюл. № 17.

16. Патент РФ № 2282568. Способ формирования программы ориентации разгонного блока при терминальном управлении его наведением на заданную орбиту. Сыров А.С., Соколов В.Н., Ежов В.В. – Оpubл. 27.08.2006. Бюл. № 24.

17. Патент РФ № 2350521. Способ управления продольным движением разгонного блока на участке доразгона. Сыров А.С., Соколов В.Н., Ежов В.В., Бочаров М.В. – Оpubл. 27.03.2009. Бюл. № 9.

18. Пучков А.М. Принцип управления процессами разворотов космического летательного аппарата при больших разбросах параметров / А.М. Пучков, А.С. Сыров // Авиакосмическая техника и технология. 1999. № 2. С. 35-39.

19. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов. Изд. 2-е. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

20. Техническая кибернетика. Теория автоматического регулирования: в 4 т. Кн. 1 / Под ред. В.В. Солодовникова. – М.: Машиностроение, 1967.

.....

21. ГКНПЦ имени М.В. Хруничева [Электронный ресурс] URL: <http://www.khrunichev.ru/> (дата обращения 20.09.2010).

22. КБ «Южное» [Электронный ресурс] URL: <http://www.yuzhnoye.com/> (дата обращения 20.09.2010).

23. Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина [Электронный ресурс] URL: <http://www.laspace.ru/rus/index.php/> (дата обращения 20.09.2010).

24. Открытое акционерное общество «Туполев» [Электронный ресурс] URL: <http://www.tupolev.ru/Russian/Show.asp?SectionID=66> (дата обращения 20.09.2010).

25. РКК «Энергия» [Электронный ресурс] URL: <http://www.energia.ru/> (дата обращения 20.09.2010).

26. ФГУП «Московское опытно-конструкторское бюро «Марс» [Электронный ресурс] URL: <http://mars-mokb.ru/> (дата обращения 20.09.2010).

27. ФГУП «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения» [Электронный ресурс] URL: <http://oaoniikp.ru/> (дата обращения 20.09.2010).

28. ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» [Электронный ресурс] URL: <http://www.tsniimash.ru> (дата обращения 20.09.2010).

Тем. план 2010, поз. 15 (гриф)

Авторы: Андреев Виктор Петрович, Бонк Ромуальд Иванович, Бочаров Михаил Викторович, Бровкин Александр Григорьевич, Бурдыгов Борис Георгиевич, Вьюницкая Татьяна Борисовна, Глебов Валерий Митрофанович, Дубинкин Игорь Михайлович, Ежов Владимир Васильевич, Казаков Игорь Дмитриевич, Камальдинова Рауза Абдулхаковна, Ковальский Виктор Сергеевич, Козлов Анатолий Иванович, Кособоков Виктор Николаевич, Кравчук Сергей Валентинович, Полосин Илья Викторович, Попов Борис Николаевич, Пучков Александр Михайлович, Реутов Валерий Генрихович, Ромадин Юрий Алексеевич, Синельников Владимир Васильевич, Смирнов Виктор Владимирович, Соколов Владимир Николаевич, Сыров Анатолий Сергеевич, Чащин Владислав Алексеевич, Шехтман Ефим Мордухович, Шпекторов Игорь Гермогенович.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

Редакторы: М.С. Винниченко, Т.В. Кособокова
Компьютерная верстка Е.Э. Качаловой

Подписано в печать 10.11.2010

Бум. офсетная. Формат 60х90 1/16. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 17. Уч.-изд. л. 18,00. Тираж 1000 экз.

Изд. № 438. Заказ 2124.

Издательство МАИ-ПРИНТ
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993

ООО «Софтмейстер»
г. Москва, Верхняя Красносельская ул., д. 34