

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

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

БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

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
Б 82

Б 82 Авторы: Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В., Горячев А.Ф., Заведеев А.И., Камальдинова Р.А., Козлов А.И., Комин В.И., Луняков С.В., Мишихин В.В., Полосин И.В., Попов Б.Н., Реутов В.Г., Семенов Е.Е., Соколов В.Н., Сыров А.С., Чашин В.А., Шатский М.А., Шелогаев В.Б., Шипов А.А., Яковлев А.А.

ISBN 978-5-7035-2205-9

Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил.

В настоящем учебном пособии на основе опыта разработки комплексов управления для объектов космического назначения, накопленного МОКБ «Марс», изложены основные требования и принципы построения бортовых систем управления космическими аппаратами. Рассмотрены методы организации взаимодействия бортовой и наземной аппаратуры и соответствующего программного обеспечения.

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 космических аппаратов.

Рецензенты:

кафедра «Системы автоматического управления» МГТУ
им. Н.Э. Баумана (зав. кафедрой, д-р техн. наук, проф. К.А. Пупков)
д-р техн. наук, проф., член-корреспондент РАН Г.М. Чернявский

ISBN 978-5-7035-2205-9

© ФГУП МОКБ «МАРС», 2010
© МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(государственный технический университет), 2010

.....

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие.	8
Введение.	9
1. Принципы построения бортовых систем управления космическими аппаратами	12
1.1. Типовые схемы выведения космических аппаратов на орбиту.	12
1.2. Функции и состав бортовой системы управления.	15
1.3. Основные технические решения при разработке бортовой системы управления	27
1.4. Базовые составные части бортовой системы управления	29
2. Командная радиолиния космического аппарата	38
2.1. Взаимодействие бортовой аппаратуры командно- измерительной системы с бортовой системой управления	42
2.2. Алгоритм работы при приеме информации от бортовой аппаратуры командно-измерительной системы	46
2.3. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде кодовых команд.	47
2.4. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде начальной управляющей информации.	49
2.5. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде массива изменяемых программ.	51

2.6. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде полетного задания	53
2.7. Передача радиокоманд из бортовой аппаратуры командно-измерительной системы в систему управления. . .	53
3. Датчики первичной информации бортовой системы управления	56
3.1. Астродатчики.	56
3.2. Гироскопический измеритель вектора угловой скорости	62
3.3. Приборы ориентации на Землю.	69
3.4. Приборы ориентации на Солнце	73
3.5. Магнитометр	76
4. Исполнительные органы систем стабилизации и ориентации космических аппаратов	80
4.1. Силовые гироскопические комплексы	80
4.2. Комплексы управляющих двигателей-маховиков	84
4.3. Системы магнитной разгрузки управляющих двигателей-маховиков	93
4.4. Газореактивные двигатели	95
4.5. Магнитные исполнительные органы.	97
5. Определение ориентации космического аппарата по информации от астродатчиков	99
6. Структура и типовые режимы функционирования системы управления движением космического аппарата	105
6.1. Структура системы управления движением. Основные задачи системы управления движением	105
6.2. Управление движением космического аппарата	114

6.3. Функционирование космического аппарата на различных участках полета	128
6.4. Работа системы управления движением в автономном режиме	133
6.5. Работа системы управления движением в нештатных ситуациях	138
7. Система стабилизации и ориентации	143
7.1. Функциональная схема, режимы работы и состав алгоритмов системы стабилизации и ориентации . . .	143
7.2. Исходные данные для проектирования бортовой системы управления.	147
7.3. Управляющие и возмущающие моменты	147
7.4. Уравнения движения космического аппарата относительно центра масс	151
7.5. Уравнения упругих колебаний космического аппарата .	152
7.6. Анализ устойчивости контуров стабилизации в частотной области	154
7.7. Демпфирование угловых скоростей после отделения от разгонного блока	158
7.8. Разгрузка кинетического момента двигателей-маховиков с помощью комплекса магнитных исполнительных органов	161
7.9. Разгрузка кинетического момента комплекса управляющих двигателей-маховиков с помощью стационарных плазменных двигателей	165
7.10. Режимы переориентации	168
8. Система информационного обеспечения	169
8.1. Основные режимы работы системы информационного обеспечения. Состав алгоритмов системы информационного обеспечения	170

8.2. Определение ориентации космического аппарата относительно базовых систем координат	172
8.3. Определение ориентации и угловой скорости космического аппарата по информации от гироскопического измерителя вектора угловой скорости	174
8.4. Астрокоррекция параметров ориентации космического аппарата и калибровка гироскопического измерителя вектора угловой скорости	179
8.5. Функциональный контроль гироскопического измерителя вектора угловой скорости	184
8.6. Расчет параметров орбитального движения (бортовой прогноз)	190
8.7. Расчет целеуказаний для управления остронаправленной антенной	200
9. Система управления смежными системами	202
9.1. Взаимодействие с разгонным блоком	202
9.2. Управление подсистемой подрыва пиросредств	203
9.3. Управление системой электроснабжения	207
9.4. Управление ориентацией солнечных батарей	209
9.5. Управление средствами обеспечения тепловых режимов	215
9.6. Управление двигательной установкой	218
10. Телеметрическое обеспечение космических аппаратов	222
10.1. Система формирования цифровой телеметрической информации	223
10.2. Работа телеметрической системы космического аппарата	232
10.3. Планирование работы системы телеметрической информации в центре управления полетом	239

.....

- 11. Система управления целевой аппаратурой 240
 - 11.1. Логика и последовательность обмена при штатном обмене системы управления с бортовым радиотехническим комплексом. 243
 - 11.2. Логика и последовательность обмена при различных нештатных ситуациях, возникающих при информационном взаимодействии системы управления с бортовым радиотехническим комплексом. 244
- 12. Организация проектирования бортовых систем управления . 247
 - 12.1. Жизненный цикл бортовой системы управления 247
 - 12.2. Определение цены разработки изделия 249
 - 12.3. Использование CALS-технологий в космической отрасли 250
 - 12.4. Структура процесса разработки. 252
 - 12.5. Унификация аппаратуры и использование принципов открытой архитектуры. 253
 - 12.6. Средства автоматизации разработок 254
- Приложение I – Некоторые средства описания механики полета . . 258
- Приложение II – Перечень основных сокращений 274
- Библиографический список 300

ПРЕДИСЛОВИЕ

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

В отличие от многочисленных изданий, посвященных теоретическим основам управления, в работе основное внимание уделено вопросам практической реализации систем управления космическими аппаратами. Предлагается систематизированный отбор материала, необходимого для изучения структуры и функционирования систем управления космическими аппаратами.

Базовым материалом пособия послужили конкретные разработки МОКБ «Марс», которое за несколько десятилетий накопило опыт создания систем и бортовых комплексов управления космическими аппаратами различного назначения. Разработка, изготовление, испытания и эксплуатация сложных технических систем сопровождаются выпуском большого количества технической документации: отчеты, технические задания 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:

Бровкин А.Г. (разд. 5), Бурдыгов Б.Г. (разд. 9), Гордийко С.В. (разд. 9), Горячев А.Ф. (разд. 3), Заведеев А.И. (разд. 7), Камальдинова Р.А. (разд. 7), Козлов А.И. (разд. 7), Комин В.И. (разд. 3), Луняков С.В. (разд. 1), Мишихин В.В. (разд. 12), Полосин И.В. (разд. 2, 10, 11), Попов Б.Н. (разд. 4), Реутов В.Г. (разд. 12), Семенов Е.Е. (разд. 8), Соколов В.Н. (введение, разд. 1), Сыров А.С. (введение, разд. 1, 12), Чашин В.А. (прил. 1, 2), Шатский М.А. (разд. 6), Шелогоаев В.Б. (разд. 3), Шипов А.А. (разд. 8), Яковлев А.А. (разд. 8).

ВВЕДЕНИЕ

Московское опытно-конструкторское бюро «Марс» имеет многолетний опыт создания авиационных и космических систем навигации и управления. В 1955–1960 годах коллективом была создана первая в СССР астронавигационная система управления для межконтинентальной крылатой ракеты «Буря». В 1961–1974 годах разработаны астросистемы 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».

Параллельно с «лунной» программой на предприятии проводились работы по созданию астросистем для определения ориентации космических аппаратов (КА) серии 11Ф619, предназначенных для изучения прохождения радиоволн в атмосфере Земли.

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 движением и навигацией орбитального корабля «Буран» на участке аэродинамического спуска с высоты 20 километров до посадки, включая пробег по взлетно-посадочной полосе до останова. 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 автоматические бортовые системы управления для самолетов-разведчиков «Стриж» и «Рейс» АНТК им. А.Н. Туполева.

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» разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Система управления разгонным блоком «Бриз-М» разработки МОКБ «Марс» на 30.04.2010 г. обеспечила успешное выведение 41 спутника различного назначения на геостационарные и высокие орбиты.

К проектированию систем управления для современных космических аппаратов МОКБ «Марс» приступило в 1999 г. При этом реализовывался подход к созданию бортовых систем управления (БСУ), основанный на унификации технических решений для КА различного назначения.

Космический аппарат дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Монитор-Э» (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) с бортовой системой управления разработки МОКБ «Марс» запущен 26.08.2005 г. на околополярную солнечно-синхронную орбиту (высота – $H_{кр} = 550$ км). По результатам летно-конструкторских испытаний и последующей штатной эксплуатацией БСУ обеспечивала устойчивый полет КА в трехосной ориентации с работой съемочной аппаратуры оптического диапазона.

18 июня 2006 г. выведен на геостационарную орбиту КА связи «КазСат» (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева), а 11 февраля 2009 г. – «Экспресс-МД1» (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева), оба – с системами управления, разработанными МОКБ «Марс».

Разрабатываются системы управления и наземная контрольно-проверочная аппаратура для КА «КазСат-2», КА «Экспресс-МД2» (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева).

Параллельно проводятся проектные работы по бортовым комплексам управления для геостационарного КА метеонаблюдений «Электро-Л» (НПО им. С.А. Лавочкина) и высокоорбитального КА «Спектр-Р», КА «Спектр-РГ», КА «Спектр-УФ», КА «Электро-2»

(НПО им. С.А. Лавочкина), а также по бортовой вычислительной системе для КА ДЗЗ 14Ф133 (НПО МАШ).

Накопленный опыт разработки, наземных и летных испытаний систем и комплексов управления для объектов космического назначения позволил МОКБ «Марс» сформировать унифицированный ряд БСУ для космических аппаратов различного применения, единый подход к проектированию наземной контрольной аппаратуры, сквозную директивную технологию создания и отработки аппаратуры и программного обеспечения, состав и структуру типовых комплексных и динамических моделирующих стендов, а также кооперацию соразработчиков (информационные датчики, исполнительные органы).

В настоящей книге представлены материалы по составу и структуре бортовых систем управления для космических аппаратов различного назначения. Рассмотрены состав и характеристики датчиков первичной информации и исполнительных органов. Приведены методы решения основных функциональных задач, в том числе:

- ориентация КА по информации от астродатчиков;
- управление движением КА;
- стабилизация и ориентация КА;
- информационное обеспечение КА.

Описано взаимодействие БСУ со смежными бортовыми системами и агрегатами, большое внимание уделено телеметрическому обеспечению космических аппаратов, а также затронуты некоторые организационно-экономические вопросы разработки и производства бортовых систем управления.

1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

По своему функциональному назначению космические аппараты (КА) могут быть разделены на следующие группы:

- КА связи;
- КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- научные КА.

Наряду с функциональным назначением КА важным для разработчика бортовых систем управления (БСУ) являются следующие позиции:

- срок активного существования (необходимый ресурс аппаратуры БСУ);
- требования по точности ориентации;
- степень автономности от наземного комплекса управления (НКУ);
- необходимость специальной ориентации КА на Землю для обеспечения устойчивой радиосвязи с наземным комплексом управления на начальном участке полета;
- исполнительные органы систем стабилизации и ориентации;
- инерционно-массовые характеристики КА;
- условия эксплуатации КА: внешние возмущающие факторы, наличие угловых маневров при целевом применении, допустимость угловых маневров при проведении технологических операций (калибровка командных приборов и целевой аппаратуры), высота орбиты и др.

1.1. Типовые схемы выведения космических аппаратов на орбиту

Для указанных групп КА существуют различные типы целевых орбит. Так, КА связи выводятся на геостационарную орбиту (ГСО), которая является частным случаем круговой. КА ДЗЗ, как правило, работают на низких круговых орбитах. КА научного назначения, в зависимости от решаемых задач, могут иметь разнообразные гиперболические, параболические, эллиптические и круговые орбиты.

Краткие сведения о параметрах и характеристиках наиболее часто используемых орбит приведены в приложении I.

При выведении КА на целевую орбиту с помощью разгонного блока (РБ) «Бриз-М» полет состоит из следующих участков:

- выведение на опорную орбиту;
- полет по опорной орбите;
- выведение на промежуточную орбиту;
- полет по промежуточной орбите;
- выведение на переходную орбиту;
- полет по переходной орбите;
- выведение на целевую орбиту;
- полет по целевой орбите.

Опорная орбита формируется в результате работы трех ступеней ракеты-носителя – РН (прямое выведение) или в результате работы трех ступеней РН и первого включения маршевого двигателя (МД) разгонного блока (выведение с доразгоном).

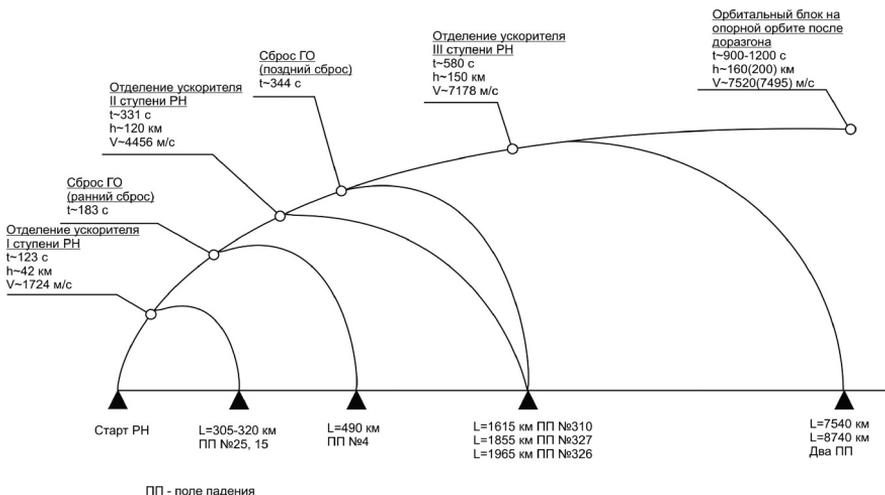


Рис. 1.1 Типовая схема полета при выведении ОБ на опорную орбиту

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

На рис. 1.2 показаны схема выведения и циклограмма включения маршевого двигателя при выведении на геостационарную орбиту. При этом отмечен момент сброса дополнительных топливных баков (ДТБ).

Отделение КА осуществляется либо непосредственно после последнего выключения МД (в ориентации, полученной на момент

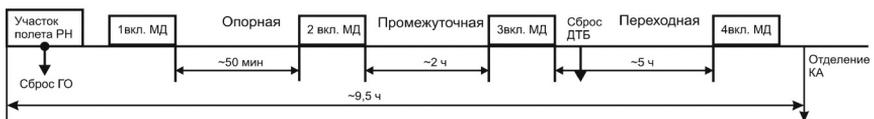
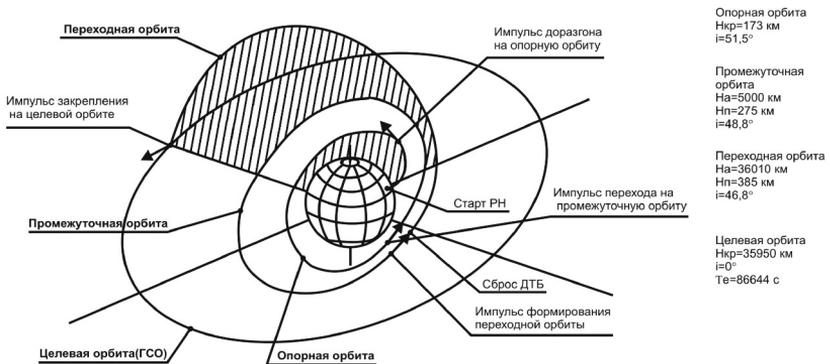


Рис. 1.2 Схема выведения и циклограмма включения маршевого двигателя при выведении на геостационарную орбиту

выключения МД), либо после выполнения специальных маневров, обеспечивающих приведение РБ в заданную ориентацию, а также закрутку КА (по требованию заказчика).

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

1.2. Функции и состав бортовой системы управления

Большинство требований к БСУ не зависит от назначения КА. Однако есть и специфика. В частности для КА ДЗЗ, как правило, требуется высокая точность стабилизации (10^{-4} - 10^{-5} град/сек), а также высокая точность определения ориентации (порядка 1 угл.мин). В одних случаях (КА «Монитор-Э») съемки местности проводятся сеансно, в том числе с переориентациями КА, допускаются угловые маневры на нерабочей части витка для проведения операций калибровки информационных датчиков (командных приборов). В других случаях (КА «Канопус-Вулкан») требуется постоянная ориентация в орбитальной системе координат (ОСК) (см. приложение I), угловые маневры для калибровки не допускаются. Кроме того, могут предусматриваться специальные ориентации для союстировки целевой аппаратуры и астроприборов БСУ (КА «Электро-Л»). Также могут выдвигаться специальные требования по обеспечению солнечной ориентации в интересах тепловых режимов целевой аппаратуры.

В соответствии с типовыми требованиями БСУ выполняет следующие основные функции:

- управление движением КА вокруг центра масс с использованием входящего в его состав комплекса электромеханических исполнительных органов;
- отработка заданной программной ориентации КА в базовой системе координат в соответствии с полетным заданием или с

использованием командной информации от бортового комплекса верхнего уровня;

- определение параметров движения КА вокруг центра масс в базовой системе координат и осуществление стабилизации КА в заданной ориентации с требуемой точностью;

- определение текущих параметров траекторного движения КА с использованием информации, поступающей от аппаратуры спутниковой навигации – АСН (низкие орбиты) или бортового баллистического прогноза с периодической коррекцией из НКУ (высокие орбиты);

- демпфирование остаточной угловой скорости КА после отделения от разгонного блока (РБ) с использованием комплекса управляющих двигателей-маховиков (КУДМ) или газовых двигателей;

- автономное (без участия НКУ) обеспечение приведения КА в заданную ориентацию после завершения демпфирования;

- выполнение «разгрузки» КУДМ (уменьшение накопленного кинетического момента) с использованием магнитных исполнительных органов (низкие орбиты) или двигательной установки;

- включение и выключение двигателей на интервалах коррекции орбиты КА при заданной ориентации вектора тяги – по командно-программной информации из НКУ;

- управление работой двигателей;

- управление ориентацией солнечных батарей с использованием аппаратуры из состава системы энергоснабжения;

- управление работой пиросредств КА и электрочек;

- формирование команд управления целевой аппаратурой, системой электроснабжения (СЭС);

- управление режимами работы системы телеметрических измерений (СТИ) на основании управляющей информации, поступающей из НКУ;

- управление работой средств обеспечения теплового режима;

- контроль правильности работы приборов БСУ и процессов управления движением вокруг центра масс КА;

- автоматическое парирование последствий отказов или отклонений в управлении при функционировании БСУ, выявленных в результате контроля;
- формирование телеметрической информации о состоянии аппаратуры БСУ, процессах управления и характеристиках движения КА вокруг центра масс и траекторного движения для передачи ее в СТИ;
- формирование текущей информации о параметрах движения КА, параметрах состояния БСУ для передачи в целевую аппаратуру и последующей трансляции в НКУ;
- ведение бортовой шкалы времени с заданной точностью относительно шкалы системы единого времени (СЕВ), в том числе с выдачей потребителю секундной метки.

Необходимыми составными частями БСУ (рис. 1.3) являются:

- бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС), решающая основные задачи системы управления и обеспечивающая информационное взаимодействие с другими подсистемами;
- блоки силовой автоматики (БСА), обеспечивающие коммутацию электропитания и электрическое взаимодействие со смежными системами, имеющими аналоговый вход (выход);
- информационно-измерительная система (ИИС); ее состав и характеристики определяются условиями функционирования КА, решаемыми задачами и предъявляемыми точностными требованиями;
- исполнительные органы (ИО); их состав и характеристики определяются инерционно-массовыми характеристиками КА и заданными требованиями по динамике и точности стабилизации.

Связь БЦВС с перечисленными блоками и системами, а также с целевой аппаратурой (ЦА) и СТИ осуществляется в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 [8] по мультиплексному каналу обмена (МКО-1). По второму, отдельному, каналу обмена (МКО-2) бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БАКИС), обеспечивающая прием данных от НКУ, связана с БЦВС и ЦА. БЦВС является контроллером шины (КШ) по отношению ко всем устройствам, кроме БАКИС, по отношению к которой БЦВС является окончательным устройством (ОУ).

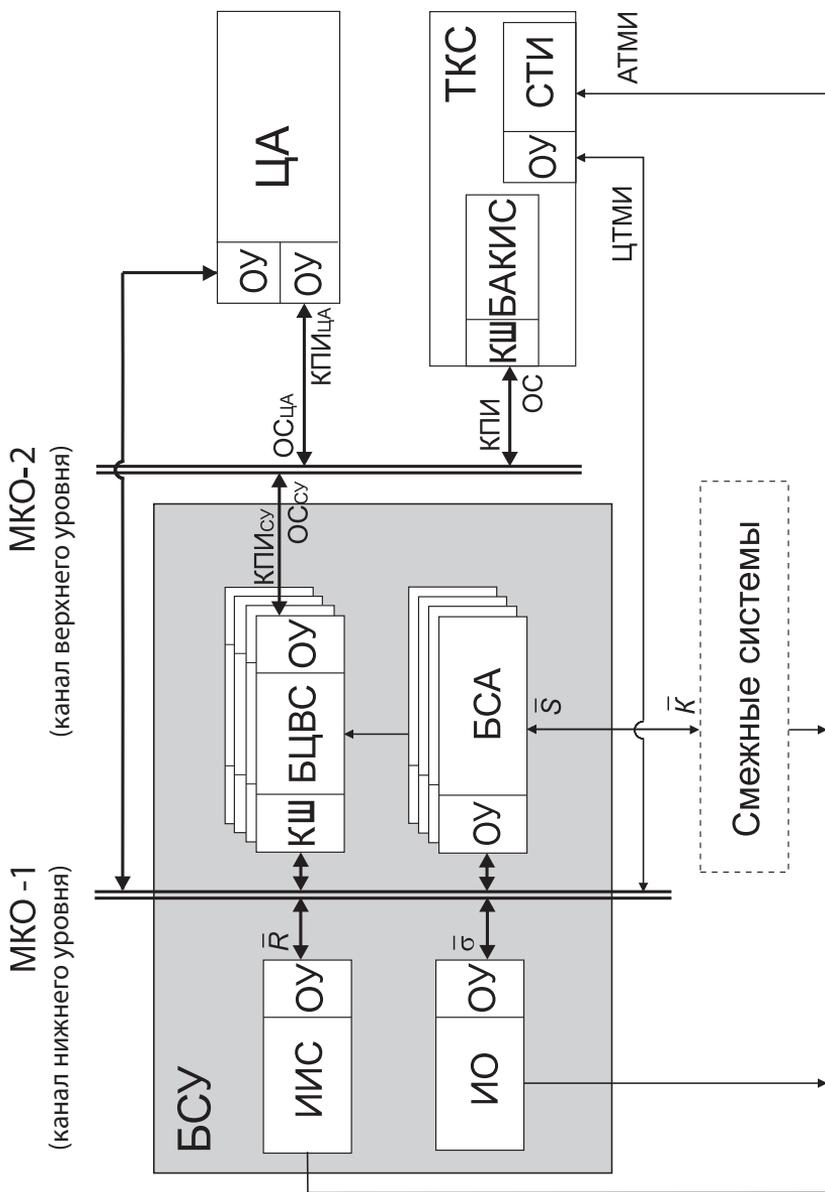


Рис. 1.3 Структурная схема бортовой системы управления

ИИС формирует вектор параметров состояния \bar{K} космического аппарата, который поступает в БЦВС, где используется в вычислительных алгоритмах. В результате формируется вектор управления σ , который передается на исполнительные органы. БСА получают от смежных систем вектор сигналов \bar{S} и передают на смежные системы вектор команд \bar{K} . Командно-программная информация поступает из НКУ через телекомандную систему в БСУ, а аналоговая и цифровая телеметрическая информация – в обратном порядке. ЦА также обменивается с БСУ командно-программной информацией. На рис. 1.3 – 1.8 пунктирными линиями обозначены смежные системы.

Структура первой из разработанных в МОКБ «Марс» систем управления КА «Монитор-Э» представлена на рис. 1.4. Типовые черты этой структуры четко прослеживаются и в последующих разработках для КА «КазСат» (рис. 1.5), «Экспресс-МД1» (рис. 1.6), «Электро-Л» (рис. 1.7), «Спектр-Р» (рис. 1.8). На рис. 1.4–1.8 приняты следующие обозначения:

АД – астродатчик;

АОСБ – аппаратура ориентации солнечных батарей;

АПУ ДУ – аппаратура преобразования и управления двигательной установкой;

АРК СЭС – аппаратура регулирования и контроля системы электроснабжения;

АСН – аппаратура спутниковой навигации;

АТМИ – аналоговая телеметрическая информация;

АФС – антенно-фидерная система;

БАКИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;

БПК – блок подачи ксенона;

БРТК – бортовой радиотрансляционный комплекс;

БССД – бортовая система сбора данных;

БСУ – бортовая система управления;

БУ – блок управления;

БУ СНИПИ – блок управления системы накопления и преобразования информации;

БУВ ПК – блок управления вентиляторами приборного контейнера космического радиотелескопа;

БУВ ФК – блок управления вентиляторами фокального контейнера космического радиотелескопа;

БУК – блок управления и контроля;

БХК – блок хранения ксенона;

БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система;

БШВ – бортовая шкала времени;

ВИРК – высокоинформативный радиокomплекс;

ГТАК – гелиогеофизический аппаратурный комплекс;

ГД – газовые двигатели;

ГИВУС – гироскопический измеритель вектора угловой скорости;

ДМ – двигатель-маховик;

ДСР – датчик стопорного режима;

ДУ – двигательная установка;

КПИ – командно-программная информация;

КПУ – коммутационно-преобразующее устройство;

КРТ – космический радиотелескоп;

КУДМ – комплекс управляющих двигателей-маховиков;

КШ – контроллер шины;

МД – маршевый двигатель;

МКО – мультиплексный канал обмена;

МСУ-ГС – многоспектральное сканирующее устройство гидрометеорологического обеспечения;

МУБС – механическое устройство солнечной батареи;

НГ ДУ – нагреватели двигательной установки;

НКПА – наземная контрольно-проверочная аппаратура;

ОУ – оконечное устройство;

ПК – пироклапан;

ПКТР – подсистема контроля температурного режима;
ПОЗ – прибор ориентации на Землю;
ППРВЭ – пиропатроны раскрытия внешних элементов;
ПСА – панхроматическая съемочная аппаратура;
ПТ – пиротехника;
ПЭ – пироэлементы;
РБ – разгонный блок;
РДСА – распределенного доступа съемочная аппаратура;
РК – разовая команда;
РКН – разовая команда непосредственного исполнения;
РКУ – релейная команда управления;
СБ – солнечная батарея;
СДП – солнечный датчик положения;
СКЭ – система контроля электризации;
СМК – силовой магнитный комплекс;
СНИПИ – система накопления и преобразования информации;
СОСБ – система ориентации солнечных батарей;
СОТР – система обеспечения теплового режима;
ССНИ – система сбора научной информации;
СТИ – система телеметрических измерений;
СУ ОНА – система управления остронаправленной антенны;
СЭС – система электроснабжения;
ТД СОС – термодинамическая система ориентации спутника;
ТКС – телекомандная система;
ТМС-Б – блок телеметрической системы;
У16 – устройство-привод АОСБ;
ЦА – целевая аппаратура;
ЭК ДУ – электроклапаны двигательной установки;
ЭП – электронный прибор.

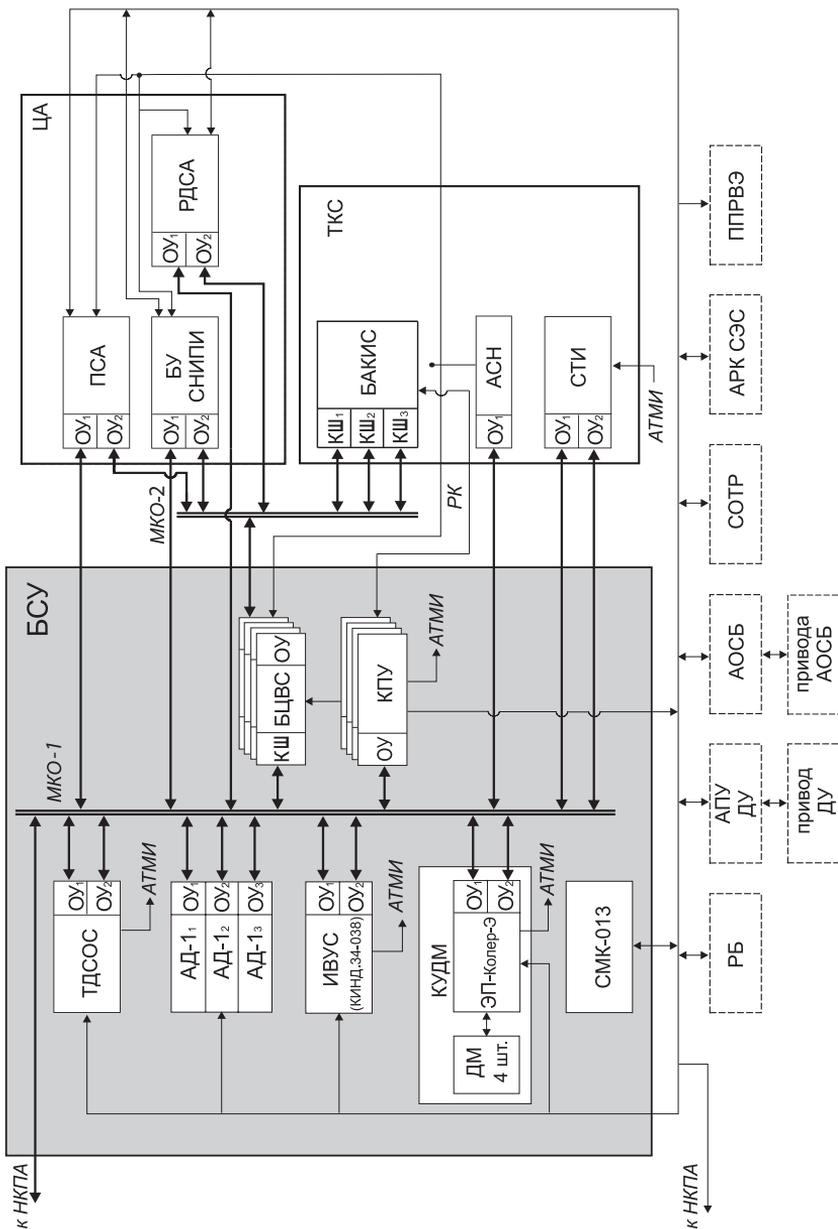


Рис. 1.4 Структурная схема БСУ КА «Монитор-Э»

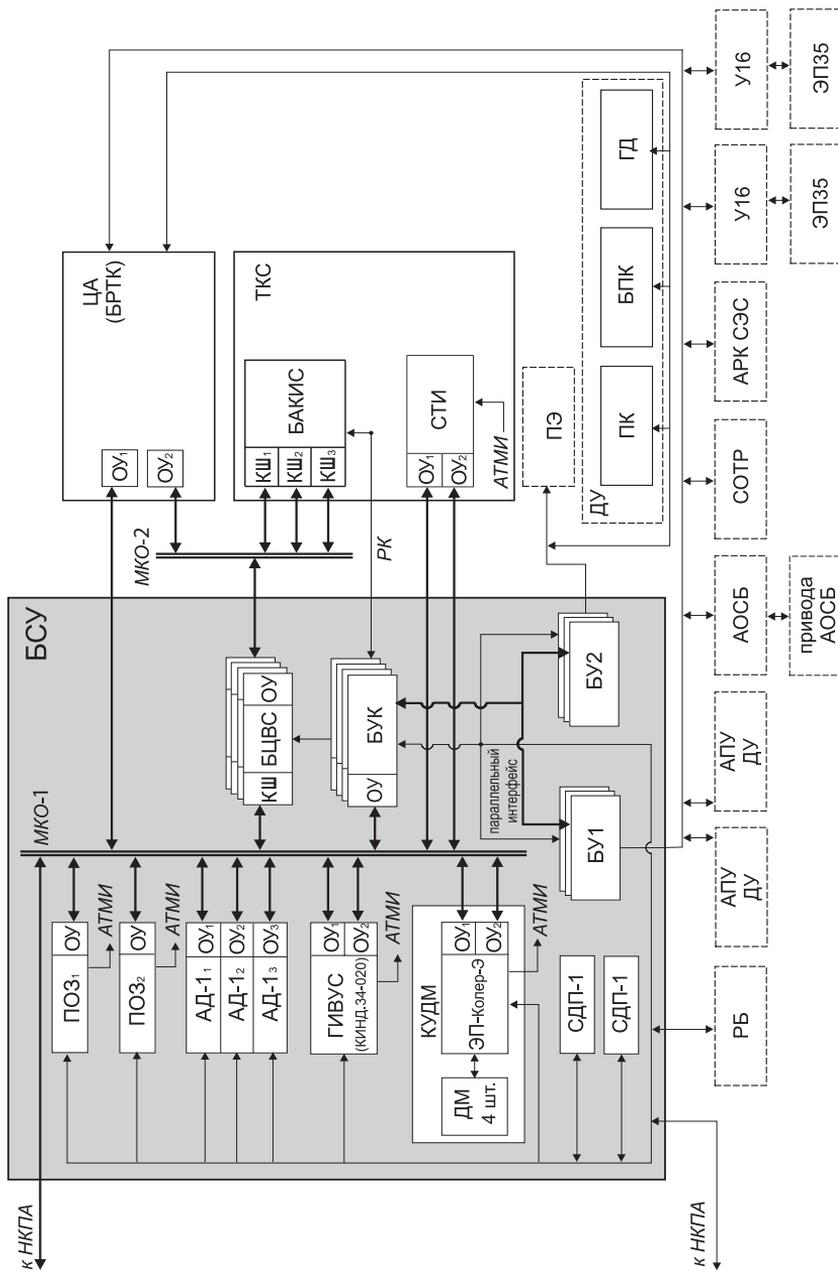


Рис. 1.5 Структурная схема БСУ КА «KazSat»

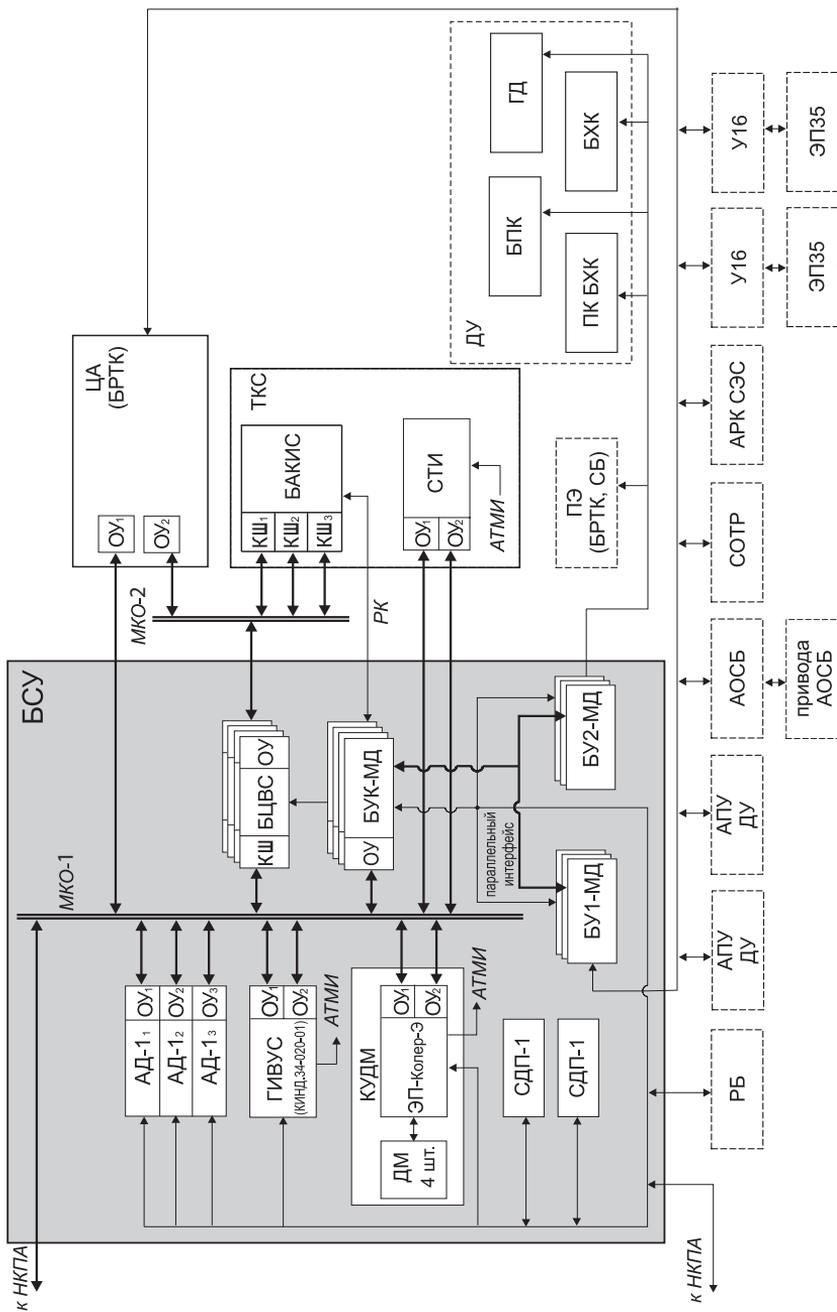


Рис. 1.6 Структурная схема БСУ КА «Экспресс-МД1»

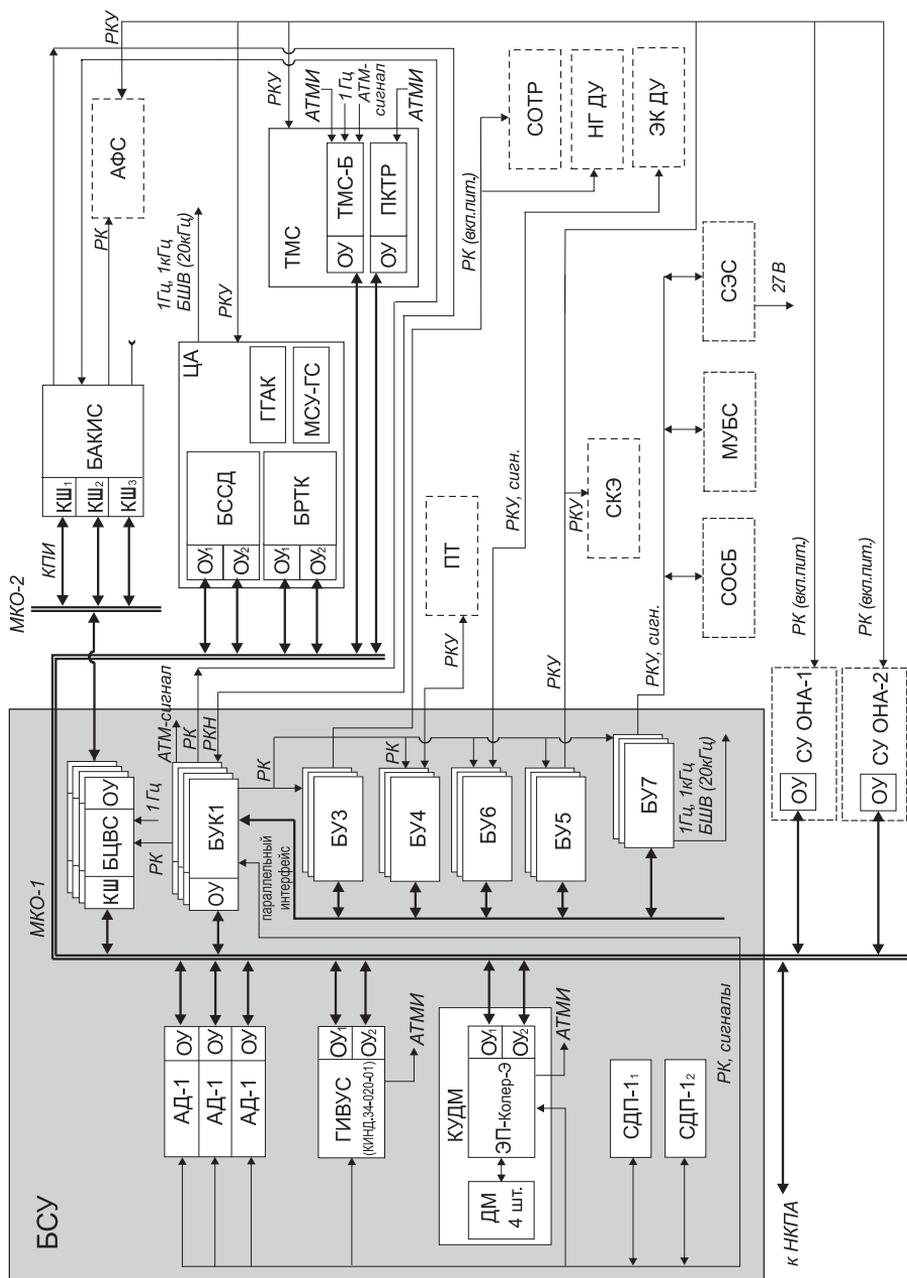


Рис. 1.7 Структурная схема БСУ КА «Электро-Л»

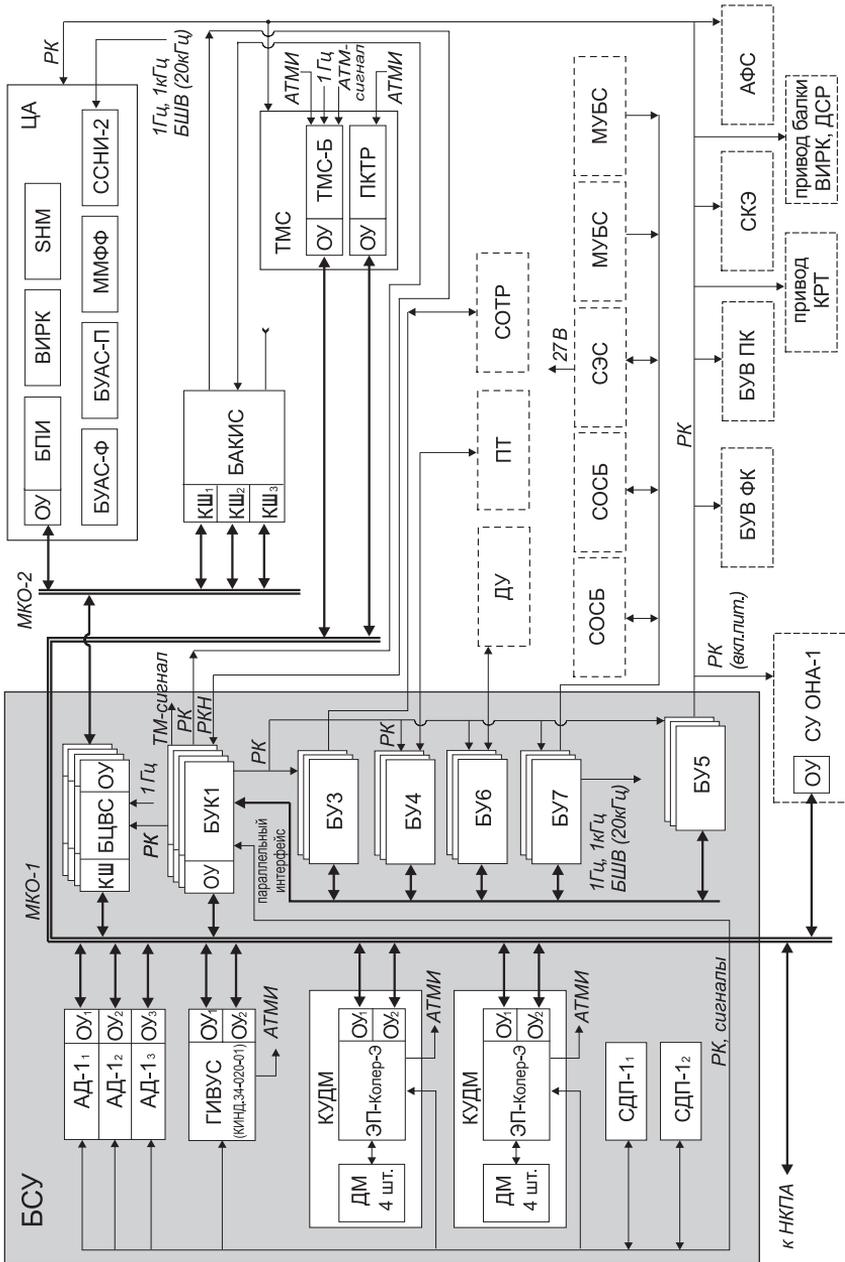


Рис. 1.8 Структурная схема БСУ КА «Спектр-Р»

1.3. Основные технические решения при разработке бортовой системы управления

К основным техническим решениям, обеспечивающим требуемые характеристики и качество функционирования систем управления (СУ) разработки МОКБ «Марс», следует отнести:

1. Применение высоконадежных интерфейсов, основанных на трех базовых принципах: последовательной передаче данных (минимизация массово-габаритных характеристик); биполярного и/или фазоманипулированного кодирования; асинхронного обмена с использованием информационной обратной связи. Примером такого интерфейса является магистральный последовательный интерфейс по ГОСТ Р 52070-2003. Он предполагает широкие возможности по реконфигурации программно-аппаратных средств СУ, надежен по характеристикам количества сбоев в процессе эксплуатации вследствие применения биполярного кодирования.

2. Применение отработанной и прошедшей летные испытания высоконадежной электронной компонентной базы, которая по вычислительным ресурсам (быстродействие, объем запоминающего устройства) реализует требования по решению функциональных задач, определяемых в техническом задании (ТЗ) на систему управления КА.

3. Организация внутреннего взаимодействия между подсистемами БСУ и БСУ со смежными системами с использованием трехуровневой иерархической структуры:

- цифровой обмен по МКО по ГОСТ Р 52070-2003;
- цифровой обмен по параллельному интерфейсу между блоками силовой автоматики;
- обмен аналоговыми командами/сигналами между исполнительными платами (ИП) БСА и подсистемами БСУ и КА в соответствии с Протоколами обмена.

4. Применение гибкой системы резервирования:

- датчики первичной информации дублированы или имеют внутреннее резервирование, блоки электроники КУДМ дублированы;

- аппаратные средства исполнительных плат БСА дублированы, если сопрягаемая с ними аппаратура по входу/выходу дублирована, или троированы по схеме «канал в канал» с мажоритированием на входе приемника команд/сигналов в случае, если сопрягаемая аппаратура троирована по входу/выходу;
- в состав ИСУ входят три взаимозаменяемых АД;
- аппаратные средства БЦВС и БСА имеют четырехкратное резервирование с одной гранью в холодном резерве для обеспечения живучести КА в условиях радиационного воздействия;
- применены четыре комплекта двигателей-маховиков в составе КУДМ, устанавливаемых на КА по схеме «пирамида» (для тяжелых КА их количество может быть удвоено).

5. Применение пакетной конструкции БЦВС и БСА с использованием пружинных контактов, что позволяет при характеристиках быстрой работы и объема ЗУ, близких к зарубежным аналогам, получить также малые габариты и массу.

6. С целью повышения надежности в МОКБ «Марс» применяется апробированная со времен создания орбитального корабля «Буран» технология отработки и сдачи системы управления. Эта технология предполагает значительный объем работ в процессе математического, полунатурного моделирования, электрических проверок на различных рабочих местах и стендах, чем обеспечивается высокая степень отработки аппаратуры и программного обеспечения БСУ во взаимодействии.

7. Программное обеспечение (ПО) БСУ помимо реализации автоматического парирования отказных ситуаций предполагает широкий спектр возможностей реконфигурации аппаратных и программных средств с использованием командно-программной информации (КПИ) из НКУ, чем достигается рациональное распределение функций между бортовыми и наземными средствами.

8. Программное обеспечение БСУ имеет иерархическую модульную структуру, разрабатывается на языке высокого уровня «С». Процесс создания ПО предполагает многоуровневую процедуру разработки,

написания и отладки с использованием эмуляторов аппаратных средств БЦВС и БСА, что позволяет в значительной мере сократить сроки отладки и отработки ПО во взаимодействии с реальной аппаратурой.

1.4. Базовые составные части бортовой системы управления

Базовой для всех БСУ, разрабатываемых МОКБ «Марс» для различных КА, является бортовая цифровая вычислительная система «Марс-4», представляющая собой четырехгранную БЦВМ, где вычислительным и информационным ядром каждой грани служит двух-процессорный комплекс «центральный процессор (ЦПР) – процессор ввода/вывода (ПВВ)». ПВВ каждой грани связан с резервированным МКО, к которому подсоединены оконечные устройства – источники входной и потребители выходной информации бортовой цифровой вычислительной машины. Между гранями существует канал обмена информацией, используемый системой контроля и диагностики и системой восстановления сбойной информации. Четырехкратно резервированный формирователь рабочего цикла обеспечивает синхронизацию выполнения рабочих программ в цикле. Одна из граней находится в холодном резерве. Реконфигурация БЦВС при отказе одной из рабочих граней обеспечивается алгоритмами системы контроля и диагностики (СКД), в основе которых приняты межгранный обмен, программная мажоритарная обработка информации, алгоритм выбора контроллера шины МКО и логика вывода в резерв отказавшей грани и ввода в действие грани из резерва, если он не исчерпан. Вычислительные ресурсы БЦВС «Марс-4» обеспечивают решение всех известных на сегодняшний день функциональных задач БСУ с определенным технологическим запасом по памяти и быстродействию.

Структура БЦВС представлена на рис. 1.9, унифицированная структура реконфигурации при последовательных отказах граней – на рис. 1.10.

Блоки силовой автоматики предназначены для организации внутреннего взаимодействия БЦВС с подсистемами БСУ и смежными системами, имеющими аналоговый вход (выход). В большинстве случаев

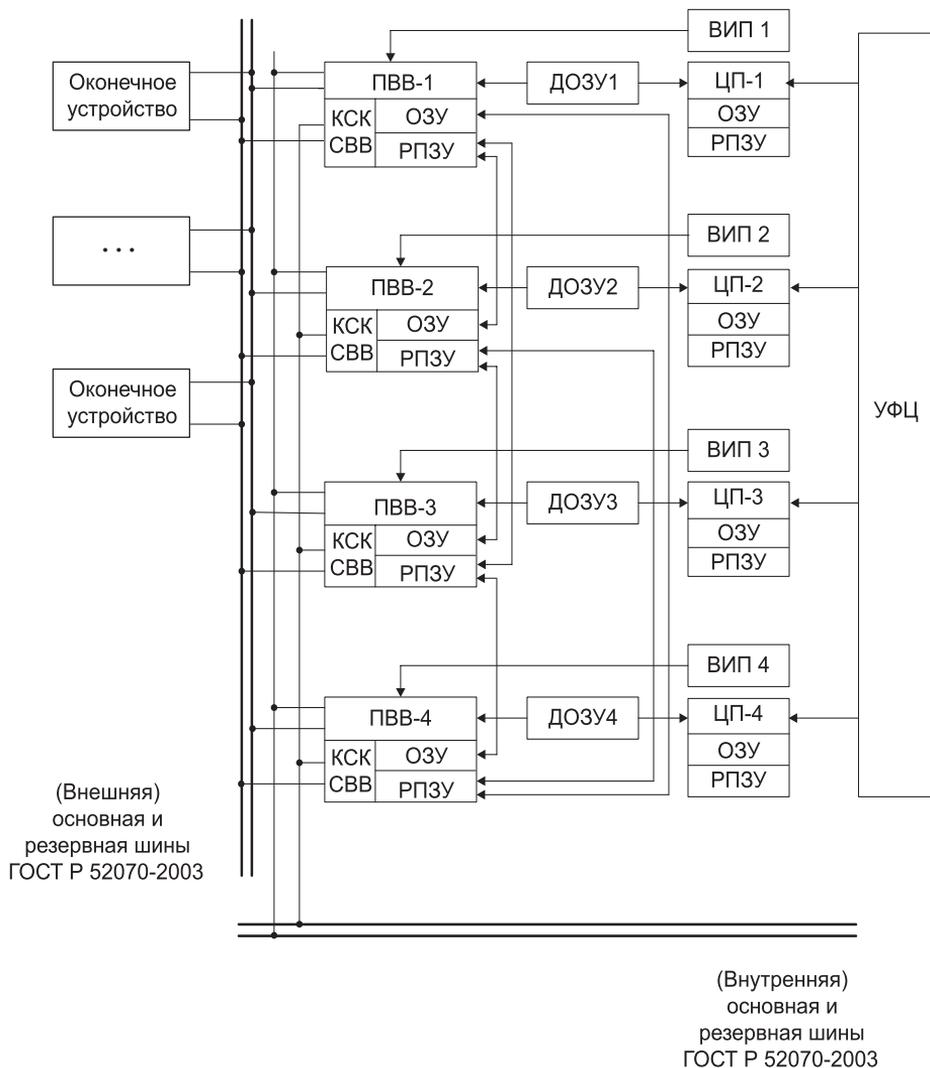
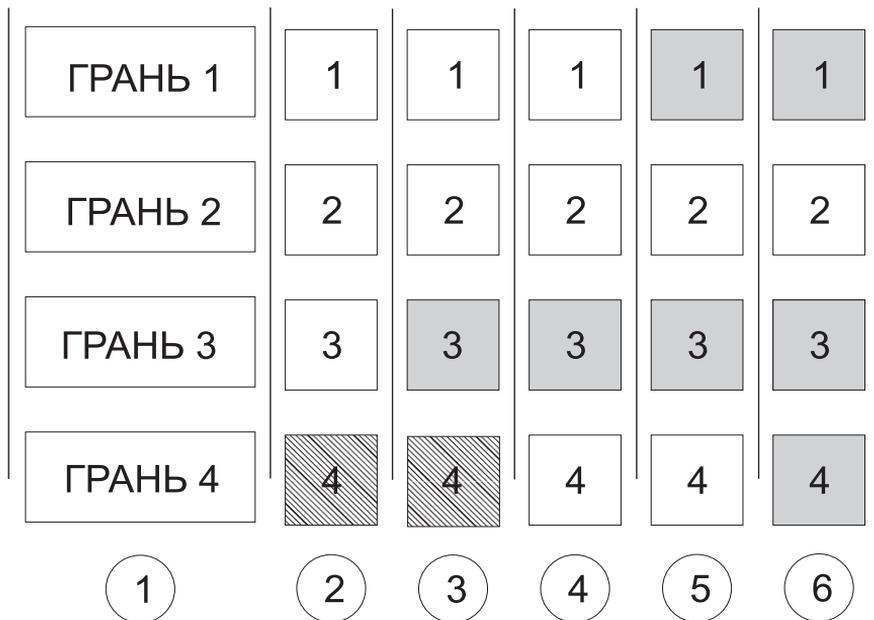


Рис. 1.9 Структура БЦВС



- 1 Конфигурация при включении БЦВМ
 - 2 Конфигурация штатной работы БЦВМ
 - 3 Конфигурация при первом отказе до реконфигурации
 - 4 Конфигурация после реконфигурации
 - 5 Конфигурация после второго последовательного отказа
 - 6 Конфигурация после третьего отказа
- Отказ
 Резерв

Рис. 1.10 Унифицированная структура реконфигурации при последовательных отказах граней

БСА осуществляют включение реле, нагревателей, электроклапанов и других подобных устройств. В отдельных случаях БСА преобразовывают аналоговую информацию датчиков в цифровой вид, удобный для использования в БЦВС при выполнении логических и вычислительных функций в соответствии с заложенными алгоритмами.

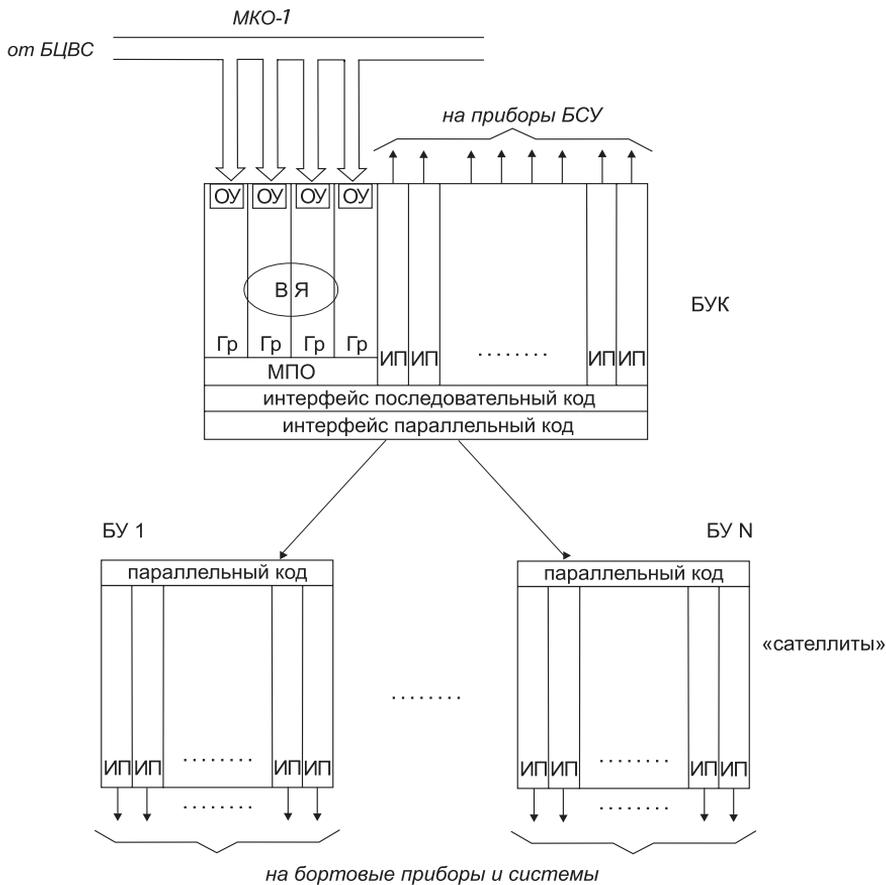
БСА должны удовлетворять следующим требованиям:

- иметь высокую надежность и отказоустойчивость в течение срока активного существования КА;
- быть устойчивыми к сбоям при воздействии космического излучения и других дестабилизирующих факторов и иметь механизмы восстановления информации при сбоях;
- иметь минимальные массогабаритные и энергетические характеристики;
- обеспечивать возможность унификации для применения в БСУ КА различного назначения и дальнейшего развития и модернизации без коренной переделки аппаратуры.

Все разрабатываемые в МОКБ «Марс» БСА имеют в своем составе вычислительное ядро (четырекратно резервированные вычислители) и резервированный комплект исполнительных плат. В космическом аппарате «Монитор-Э» все функции БСА сконцентрированы в едином коммутационно-преобразующем устройстве (КПУ). В последующих разработках сформировался унифицированный подход к БСА как к иерархической структуре, включающей блок управления и контроля (вычислительное ядро, часть исполнительных плат) и блоков-спутников БУ (исполнительные платы, конструктивно объединенные в соответствии с функционально-целевым назначением).

Принципы построения и архитектура БСА разработки МОКБ «Марс» показаны на рис. 1.11.

Взаимодействие БСУ с конкретным абонентом – смежной системой – должно быть зафиксировано «Протоколом», отражающим электрические характеристики абонента, а при необходимости – особенности его функционирования, а также порядок контроля на местах эксплуатации. Типовой «Протокол» должен содержать:



- ВЯ - вычислительное ядро
- Гр - грань ВЯ
- ИП - исполнительная плата
- МПО - межпроцессорный обмен
- МКО - мультиплексный канал обмена

Рис. 1.11 Принцип построения и архитектура блоков силовой автоматики

- основные положения;
- принятые сокращения;
- состав аппаратуры абонента;
- перечень команд управления, их характеристики;
- перечень выходных сигналов абонента, их характеристики;
- схемы электрические входных/выходных каскадов как БСА, так и абонента;
- роспись контактов всех разъемов абонента, схему подключения электрических кабелей к абоненту при штатной работе;
- схему организации питания абонента;
- требования по организации контроля электрических параметров сигналов на местах эксплуатации, включающие в себя как требования по предельному количеству включений, так и по максимальному уровню сигналов;
- при наличии стандартизованных связей с абонентом должны быть указаны ссылки на конкретные номера рисунков и схем ГОСТ.

Состав информационных датчиков для КА определяется исходя из следующих положений:

1. В рабочем режиме определение ориентации связанной системы координат (ССК) КА в орбитальной системе координат (ОСК) осуществляется за счет определения ориентации ССК в инерциальной системе координат (ИСК) (путем интегрирования выходных сигналов ГИВУС с периодической коррекцией и калибровкой инструментальных погрешностей ГИВУС по данным АД) и расчета текущей ориентации ОСК относительно ИСК.

2. Для калибровки погрешностей ГИВУС допускается (или не допускается) в технологических целях изменение ориентации КА по сравнению с рабочей ориентацией в ОСК.

3. Для определения параметров магнитного поля, в случае если разгрузка КУДМ может быть осуществлена с применением магнитных исполнительных органов, используется магнитометр.

4. После отделения КА от РБ для демпфирования остаточной угловой скорости и раскрытия панелей СБ требуется (или не требуется)

приведение КА в положение «ось X_1 в наدير» для обеспечения устойчивой радиосвязи с НКУ.

Подробнее о системах координат см. в приложении I.

Базовый состав информационных датчиков представляется следующим:

- ГИВУС (с внутренним резервированием) – для непрерывного определения ориентации ССК в ИСК;
- АД (2-3 комплекта) – для астрокоррекции параметров ориентации и калибровок ГИВУС;
- СДП (2 комплекта) – для управления солнечными батареями;
- магнитометр – для измерения вектора индукции магнитного поля Земли в ССК.

ГИВУС и АД устанавливаются на едином кронштейне, оптические контрольные элементы (КЭ) которого материализуют связанную приборную систему координат КА (СПСК).

Относительно СПСК задаются точностные требования в ТЗ на БСУ, к СПСК осуществляется (при наземных работах) привязка целевой аппаратуры.

При высокой заданной точности определения ориентации ССК (СПСК) относительно ОСК (порядка 1 угл.мин) необходимо использовать АСН; при меньшей точности (порядка 3–5 угл.мин) допустимо использование бортового баллистического прогноза.

Солнечный датчик положения не является точностным прибором и используется для грубого определения направления на Солнце в интересах обеспечения энергобаланса на начальном участке полета и в нештатных ситуациях.

Приборное обеспечение начального участка полета существенно зависит от необходимости (или ее отсутствия) ориентации КА осью X_1 на Землю для обеспечения связи с НКУ (то есть от диаграммы направленности антенны БРТК). При этом возможны два варианта.

1 вариант. БРТК располагает всенаправленной антенной. В этом случае после построения ориентации «Ось X_1 на Солнце» (в которой

КА может находиться неограниченное время) и проведения радиообмена на борту загружаются начальные данные для баллистического прогноза и вектор на Солнце в ИСК, проводится астрокоррекция в ориентации КА «визирная ось АД против Солнца» и определяется ориентация ССК КА в ОСК. В ближайшем будущем должна также быть проработана и алгоритмически реализована возможность астроопределений при неизвестной ориентации КА в ИСК.

2 вариант. Возможности БРТК не позволяют устанавливать связь с НКУ при произвольной ориентации КА. В этом случае требуется срочная ориентация его антенн на Землю. Наиболее эффективным средством быстрого построения ОСК является прибор ориентации на Землю (ПОЗ). С учетом целевого назначения ПОЗ (обеспечение радиосвязи) допустимая погрешность прибора может составлять 5–10 град. Поиск Земли осуществляется вращением КА вокруг оси, направленной на Солнце.

Представляется также возможным грубое определение ориентации КА в ОСК с использованием СДП (можно определить период обращения, продолжительности и «середины» участков света и тени, орбитальную угловую скорость и т.п.) и магнитометра (изменение направления вектора магнитной индукции в условной инерциальной системе координат). Это требует детальной алгоритмической проработки.

Во всех рассмотренных случаях не требуется закладки в стартовое полетное задание (СПЗ) каких-либо данных, связанных с датой пуска и параметрами КА на момент отделения от РБ.

Успешное функционирование и приемлемые точностные характеристики БСУ в режиме определения и поддержания ориентации в ОСК с использованием данных ГИВУС, АД и бортового баллистического прогноза подтверждены на этапе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) КА «Монитор-Э».

Для КА «КазСат» дополнительно разработаны алгоритмы приведения КА в ОСК путем последовательного поиска Солнца с использованием солнечного датчика и Земли – с использованием ПОЗ, определения и поддержания ориентации КА в ОСК по данным ПОЗ и

ГИВУС. Предполагается преемственное использование этих алгоритмов в БСУ экспериментального малого космического аппарата «Канопус-Вулкан».

В БСУ разработки МОКБ «Марс» типовым исполнительным органом является комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), предназначенный для создания управляющих моментов, воздействующих на космический аппарат в режимах стабилизации и программных разворотов относительно центра масс.

Четыре ДМ обеспечивают требуемую точность стабилизации, в том числе при отказе одного из них. На тяжелых КА могут устанавливаться два комплекта КУДМ.

Уверенная и высокоточная работа системы стабилизации с использованием КУДМ продемонстрирована на первом этапе ЛКИ КА «Монитор-Э». На этом КА показана также эффективность разгрузки КУДМ с применением комплекса магнитных исполнительных органов (КМИО) при расчетном формировании параметров магнитного поля без использования магнитометра.

Кроме того, БСУ КА может осуществлять управление работой двигателей (плазменных, газовых и др.), устанавливаемых для коррекции орбиты, демпфирования начальных угловых скоростей, дополнительной разгрузки КУДМ.

Разработанные МОКБ «Марс» типовые проектные решения по структуре и составу БСУ КА, бортовой вычислительной системе, электронным блокам, информационным датчикам и исполнительным органам позволяют создать БСУ для космических аппаратов с самым широким спектром требований как по составу выполняемых функций, так и по точности решения задач управления, стабилизации и ориентации.

2. КОМАНДНАЯ РАДИОЛИНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Командная радиолиния космического аппарата предназначена для осуществления связи между КА и наземным комплексом управления (НКУ).

Основным элементом командной радиолинии является бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БАКИС), которая может входить в состав телекомандной системы (ТКС) КА (для КА «Монитор-Э», КА «КазСат», КА «Экспресс-МД1»).

БАКИС работает в сантиметровом диапазоне волн и совместно со средствами наземной аппаратуры контрольно-испытательной станции (КИС) обеспечивает выполнение следующих функций:

– прием с НКУ радиокоманд (РК) с передачей на него квитанций об их приеме, формирование и выдачу их в бортовую систему управления (БСУ) и в систему телеметрических измерений (СТИ);

– прием с наземного комплекса управления командно-программной информации (КПИ) и выдачу этой информации в БСУ или в бортовой радиотехнический комплекс (БРТК) с получением от БСУ или БРТК квитанции о приеме информации и передаче квитанции на НКУ;

– прием кадров телеметрической информации (ТМИ) от системы телеметрических измерений и их передачу на наземный комплекс управления по обратному каналу;

– приемопередачу сигналов измерения текущих навигационных параметров для измерения наклонной дальности (R) и радиальной скорости (\dot{R}).

Структурная схема БАКИС представлена на рис. 2.1.

БАКИС состоит из двух основных частей:

– высокочастотной (ВЧ) аппаратуры;

– низкочастотной (НЧ) аппаратуры.

К приборам высокочастотной аппаратуры относятся: приемопередающие устройства ППУ-1, ППУ-2, ППУ-3, сумматор-разветвитель СР, усилители мощности УМ1, УМ2, УМ3, ВЧ-переключатель СР, приемные и передающие антенны и ВЧ-элементы фидерного тракта (Φ). К приборам низкочастотной аппаратуры относится дешифратор командно-программной информации (ДКПИ).

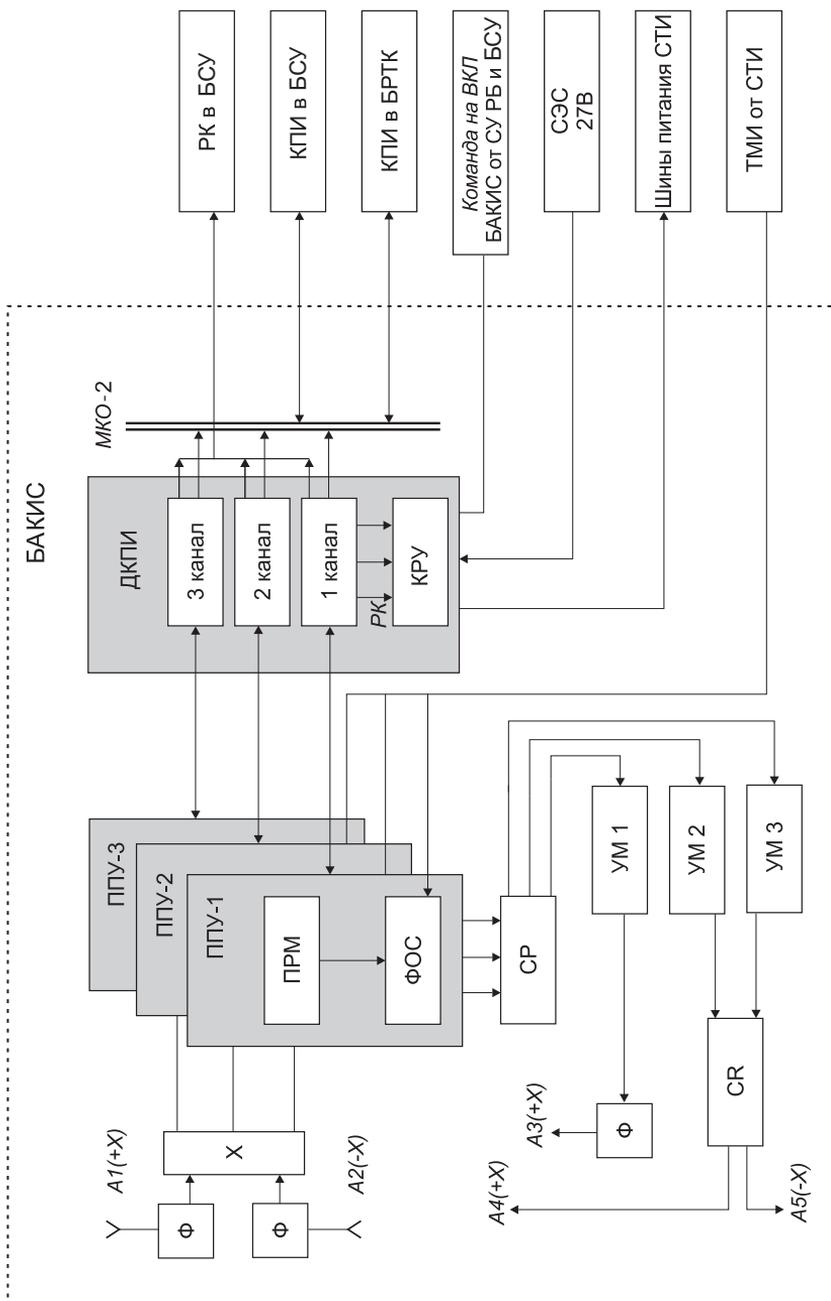


Рис. 2.1 Структурная схема БАКИС

Приемопередающее устройство (ППУ) (3 шт.) состоит из приемного устройства (ПРМ) и формирователя ответного сигнала (ФОС). ПРМ обеспечивает прием и усиление СВЧ-сигналов навигационной системы (НС) контрольно-испытательной станции, демодуляцию сигналов радиокоманд (РК) управления и командно-программной информации, выделение и слежение за задержкой псевдослучайной последовательности, манипулирующей фазу частоты запросного сигнала, преобразование аналогового сигнала в цифровой и обмен по интерфейсу RS-232 с дешифратором командно-программной информации (ДКПИ). ФОС обеспечивает формирование ответного СВЧ-сигнала и модуляцию его информационными сигналами (квитанции КВ РК, КВ КПИ или телеметрическим кадром от СТИ). Сумматор-разветвитель (СР) обеспечивает возможность работать любому ППУ с любым усилителем мощности (УМ). Усилители мощности обеспечивают необходимое усиление СВЧ-сигнала, сформированного ФОС, и передачу его в передающий тракт антенно-фидерного устройства.

Высокочастотное переключаящее устройство (СР) обеспечивает подключение УМ2, УМ3 к любой из передающих антенн А4, А5. Антенны А1, А2, ВЧ-фильтры Ф и ВЧ-сумматор Х образуют приемный тракт антенно-фидерного устройства. Антенны А3, А4, А5, ВЧ-фильтр Ф и высокочастотное переключаящее устройство (СР) образуют передающий тракт антенно-фидерного устройства.

Дешифратор командно-программной информации состоит из трехканального дешифратора, исполнительной матрицы и коммутационно-распределительного устройства (КРУ).

ДКПИ выполняет следующие функции:

- прием от ВЧ-комплекса радиокоманд, обработку, формирование и выдачу их в бортовую систему управления (БСУ);
- выдачу квитанций о приеме РК на ВЧ-комплекс;
- прием от ВЧ-комплекса командно-программной информации, ее обработку, преобразование и выдачу КПИ в БСУ или БРТК;
- выдачу на высокочастотный комплекс квитанций о приеме КПИ на основании ответного слова БСУ или БРТК;

– управление конфигурацией и режимами БАКИС по командам от наземного комплекса управления;

– управление конфигурацией и режимами системы телеметрической информации по командам от НКУ.

Коммутационно-распределительное устройство (КРУ), входящее в состав ДКПИ, обеспечивает переключение необходимых для функционирования БАКИС и СТИ шин питания.

Внешними системами БАКИС являются:

- бортовая система управления (БСУ);
- блок управления бортовым радиотехническим комплексом ;
- система телеметрических измерений;
- система электроснабжения (СЭС);
- система управления разгонного блока (СУ РБ).

С бортовой системой управления БАКИС связана тремя линиями связи:

• Линией передачи радиокоманд. Каждая РК передается по трированной линии передачи замыканием «сухих» контактов реле в БАКИС. «Сухим» контактом называют выводы от контактов реле, на которые не подается напряжение питания от прибора, где эти контакты стоят, то есть контакт гальванически развязан от управляющего сигнала.

• Цифровой линией передачи командно-программной информации. По этой линии БАКИС передает в БСУ командно-программную информацию, а получает от БСУ ответное слово о результате приема КПИ. Линия передачи выполнена по ГОСТ Р 52070-2003 [8]. Контроллер шины находится в ДКПИ, а оконечное устройство – в БСУ.

• Линией передачи команды КО (контакт отделения) от БСУ, которая дублирует команду КО системы управления разгонного блока.

С блоком управления бортовым радиотехническим комплексом (БУ БРТК) БАКИС связана цифровой линией передачи командно-программной информации. По этой линии БАКИС передает в БРТК КПИ, а получает от БРТК ответное слово о результате приема КПИ. Линия передачи выполнена по ГОСТ Р 52070-2003.

С системой телеметрических измерений БАКИС связана цифровой линией передачи телеметрической информации и шинами питания для СТИ. По цифровой линии связи из блока обработки информации СТИ сформированный телеметрический кадр передается в БАКИС для передачи на Землю. В блоке КРУ БАКИС из шины питания СЭС формируются шины питания СТИ. Включение, выключение и переключение приборов СТИ производится блоком КРУ по командам БАКИС. Блок КРУ также проводит защиту шин СТИ от короткого замыкания. На блок КРУ БАКИС от системы электроснабжения подается одна шина 27 В.

Скорость передачи РК должна быть не менее одной фразы в две секунды (при технической скорости 100 бит/сек), при этом вероятность правильного прохождения РК с первой попытки должна быть не хуже 0,999. Скорость передачи КПИ должна быть не менее одной фразы в две секунды (при технической скорости 1 Кбит/с, одна фраза 512 бит), при этом вероятность правильного прохождения фразы КПИ с одной попытки должна быть не хуже 0,99.

2.1. Взаимодействие бортовой аппаратуры командно-измерительной системы с бортовой системой управления

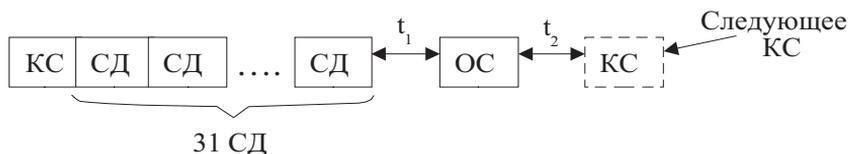
Взаимодействие БАКИС с БЦВС осуществляется по мультиплексному каналу обмена по ГОСТ Р 52070-2003. БАКИС является контроллером шины (КШ), БЦВС является оконечным устройством (ОУ).

Обмен по линии передачи информации в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 осуществляется по двум магистральным шинам: основной и резервной. Вид магистральной шины (основная или резервная), по которой в данный момент осуществляется обмен, определяет контроллер. Контроллером на основной и резервной шине является БАКИС. БЦВС на основной и резервной шине выполняет функции оконечного устройства для одной из четырех граней БЦВС и монитора шины для всех остальных граней БЦВС.

Переключение граней БЦВС из режима оконечного устройства в режим монитора шины и обратно осуществляет БЦВС в соответствии со своим ПО, при этом любой грани, исполняющей роль оконечного устройства, присваивается единственный адрес.

Обмен осуществляется в форматах основных сообщений 1 и 2 по ГОСТ Р 52070-2003. Обмен асинхронный.

Формат 1



Формат 2



Формат 1 используется для передачи из БАКИС в БЦВС посылки КПИ. При обмене по формату 1 БАКИС выдает в БЦВС команду обмена данными (КОД), состоящую из командного слова (КС) и 31-го слова данных (СД), содержащих соответствующую информацию. На каждую принятую КОД БЦВС БСУ выдает в БАКИС ответное слово (ОС).

Командное слово (КС)

Синхро- сигнал	Адрес ОУ БЦВС	К	Подадрес ОУ	Число СД	РКЧ
1-3	4-8	9	10-14	15-19	20
	01010	0		11111	

Разряды с 1 по 3 – синхросигнал. Разряды с 4 по 8 – адрес ОУ БЦВС (01010_2). Разряд 9 – «0» (БЦВС должна принимать данные). Разряды с 10 по 14 – подадрес ОУ, определяющий вид передаваемой информации (кодовая команда (КК), полетное задание (ПЗ), программное обеспечение (ПО), настроечные параметры (НП)). Разряды с 15 по 19 – число слов данных, всегда 11111_2 (31 слово данных). Разряд 20 – разряд контроля четности (РКЧ), должен принимать такое значение, чтобы сумма значений разрядов с 4 по 20 была нечетной.

Информация в командном слове передается в прямом двоичном коде.

Слова данных (СД1 – СД31)

Синхросигнал	Данные	РКЧ
1-3	4-19	20

СД1÷СД30 – информация. СД31 – дополнение до контрольной суммы (ДКС). В каждом слове данных: разряды с 1 по 3 – синхросигнал, разряды с 4 по 19 – информация, старший разряд четвертый, разряд 20 – разряд контроля четности.

Информация в словах данных передается в прямом двоичном коде.

Ответное слово (ОС)

Синхро- сигнал	Адрес ОУ БЦВС	К		Неисправность абонента		Неисправ- ность ОУ	РКЧ
1-3	4-8	9	10-16	17	18	19	20
	01010		0000000		0		

Разряды с 1 по 3 – синхросигнал, разряды с 4 по 8 – адрес ОУ БЦВС (01010₂), разряд 9 – признак «Ошибка в сообщении» («0» – принятая информация достоверна, «1» – информация недостоверная), разряды с 10 по 16 – нули, разряд 17 – признак «Неисправность абонента» («0» – абонент исправен, «1» – зафиксировано неправильное функционирование абонента). Устанавливается программное обеспечение БЦВС, разряд 18 – «0», разряд 19 – признак «Неисправность ОУ» («0» – ОУ исправно, «1» – зафиксировано неправильное функционирование ОУ), устанавливается аппаратно, разряд 20 – разряд контроля четности.

Информация в ответном слове передается в прямом двоичном коде.

Частота выдачи посылок КПИ из БАКИС в БЦВС – одна посылка не чаще одного раза в 2 секунды.

Формат 2 используется при запросе БАКИС от БЦВС слова состояния. При обмене по формату 2 БАКИС выдает в БЦВС команду обмена данными, состоящую из командного слова на передачу из БЦВС одного слова данных. БЦВС передает в БАКИС ответное слово и одно слово данных.

Информация в КС, ОС и СД передается в прямом двоичном коде.

Командное слово (КС)

Синхро- сигнал	Адрес ОУ БЦВС	К	Подадрес ОУ	Число СД	РКЧ
1-3	4-8	9	10-14	15-19	20
	01010	1	00011	00001	

Разряды с 1 по 3 – синхросигнал, разряды с 4 по 8 – адрес ОУ БЦВС (01010₂), разряд 9 – «1» (БЦВС должна выдать данные), разряды с 10 по 14 – подадрес БЦВС (код 00011₂), разряды с 15 по 19 – число слов данных, всегда 00001₂ (одно слово данных), разряд 20 – разряд контроля четности.

Ответное слово (ОС)

Значение разрядов ОС аналогичное ОС, указанному выше.

Слово данных (слово состояния БЦВС)

Синхросигнал	Достоверность		РКЧ
1-3	4-11	12-19	20
	10001111/01010000	00000000	

Разряд с 1 по 3 – синхросигнал, разряды с 4 по 11 – признак смысловой достоверности информации, принятой БЦВС от БАКИС по формату 1 (10001111 – принятая информация достоверна, 01010000 – принятая информация недостоверна), разряды с 12 по 19 – нули, разряд 20 – разряд контроля четности.

Информация, передающаяся между БАКИС и БЦВС по смысловому наполнению, разделена на командно-программную информацию, приходящую с Земли, и квитанции, формируемые БЦВС для передачи через БАКИС на наземный комплекс управления. КПИ БСУ состоит из посылок, длина которых равна длине фразы, передаваемой БАКИС, – 512 бит, т.е. 32 слова данных (шестнадцатиразрядных). Частота прихода посылок принята (на основании известных характеристик для ТКС) 512 бит за 1-2 сек.

После приема посылки в БЦВС производится контроль данных на достоверность и формируется ответная квитанция для наземного комплекса управления. Квитанция может быть либо положительная (0x8f00), либо отрицательная (0x5000). Через 200 мс после выдачи посылки с КПИ в БЦВС бортовая аппаратура командно-измерительной системы запрашивает и получает квитанцию из БЦВС, а затем БАКИС транслирует полученную квитанцию на НКУ.

БАКИС, при отсутствии ответа от БЦВС или при ответе с признаками отказа обмена или несоблюдении стандарта обмена, переходит на резервный мультиплексный канал обмена (МКО-2) и повторяет попытку обмена. В случае неудачного обмена по обоим каналам БАКИС формирует отрицательную квитанцию, передает ее в НКУ и прекращает попытки обмена с БЦВС до следующей посылки с НКУ.

2.2. Алгоритм работы при приеме информации от бортовой аппаратуры командно-измерительной системы

Получив данные по МКО-2, бортовая цифровая вычислительная система средствами ПО системы организации вычислительного процесса (СОВП) проводит их предварительный контроль. Принятая информация мажоритируется по работающим граням БЦВС. СОВП формирует признак достоверности или недостоверности посылки и передает посылку в центральный процессор БЦВС на дальнейшую обработку.

Программное обеспечение системы взаимодействия (СВ) БАКИС, получив от СОВП достоверный массив данных, принятых из шины МКО-2 ТКС, проводит первичный анализ посылки. Выполняется рас-

чет значения контрольной информации – контрольной информацией является значение дополнения до контрольной суммы, рассчитанной по информационным словам данных посылки и передаваемой в последнем слове данных посылки. При совпадении рассчитанного и прошедшего в посылке значений контрольной информации, ПО СВ БАКИС формирует значение положительной квитанции. При несовпадении контрольной информации или при отсутствии признака достоверности от СОВП формируется отрицательная квитанция.

При наличии положительной квитанции проводится анализ типа полученной КПИ. Посылки КПИ могут содержать следующую информацию: кодовые команды, полетные задания БСУ, массивы изменения ПО БСУ и массивы начальной управляющей информации (НУИ).

При наличии достоверности и соответствии контрольной информации производится дальнейшая обработка принятой посылки в ПО СВ БАКИС. При отсутствии достоверности от СОВП или несовпадении контрольной информации КПИ не передается на дальнейшую обработку. При любом исходе анализа принятой посылки в ЦТМИ БСУ передаются соответствующие признаки.

Все посылки с КПИ, переданные в центральный процессор (ЦПР), копируются в массивы ЦТМИ БСУ для передачи на Землю.

В ЦПР работает ПО СВ БАКИС, которое по признаку от алгоритма ПОИ обеспечивает обработку посылки с КПИ при ее поступлении: расшифровку посылок с КК, загрузку в запоминающее устройство (ЗУ) полетных заданий БСУ, коррекцию или настройку программного обеспечения БЦВС, а также, при наземном контроле, загрузку начальной управляющей информации в репрограммируемое запоминающее устройство (РПЗУ) БЦВС.

2.3. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде кодовых команд

Кодовые команды предназначены для воздействия на БСУ и смежные системы в специальных режимах работы, при наземном контроле,

при летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ), при возникновении нештатных ситуаций (НШС) и т.п. Выдача КК планируется при организации сеансов связи с аппаратом.

КК могут быть приняты в любой момент времени и во время любого рода работы БСУ (исключая запреты, описанные в инструкциях центра управления полетом).

При поступлении посылки с КК программное обеспечение системы взаимодействия (ПО СВ) БАКИС выполняет расшифровку КК. В теле посылки с КК содержится код номера КК, в зависимости от которого ПО СВ БАКИС реализует заранее определенные действия по изменению значений переменных в оперативном запоминающем устройстве (ОЗУ) центрального процессора БЦВС. Программное обеспечение системы взаимодействия БАКИС выполняет последовательный анализ всех слов посылки и расшифровку всех переданных в посылке КК. Если при раскодировке содержимого посылки встречается номер КК, отсутствующий в перечне КК данного КА, обработка посылки с этого места прекращается.

Кодовые команды могут быть непосредственного исполнения, работающие по принципу «получена – тут же выполнена», и отложенного и циклического исполнения. В составе слов команд отложенного и циклического исполнения передаются численные значения времени выполнения этой команды или смещения (в секундах) для организации циклов. Время кодируется в формате бортовой шкалы времени БСУ. Количество кодовых команд отложенного или циклического исполнения, одновременно заложенных на борт, не должно превышать 128. Каждая кодовая команда циклического или отложенного исполнения должна быть размещена в отдельной посылке.

В программном обеспечении БСУ организован механизм исполнения КК «особой важности». Для того чтобы исполнилась КК «особой важности», необходимо передать предварительную КК, по которой происходит запоминание времени. Если КК «особой важности» приходит в течение времени, заданного в составе предварительной КК, то она выполняется, в противном случае – нет. В составе предварительной команды также передается парольное слово, значение его задано в бор-

товом программном обеспечении. Если это слово не совпадет с бортовым значением, команды особой важности не выполняются.

Среди КК реализованы несколько специальных кодовых команд, механизмы действия которых универсальны. Эти команды основаны на передаче в составе посылки адресов коррекции и новых значений по этим адресам. Таким образом, с помощью этих команд можно реализовать практически любое, в том числе не заданное в ПО, изменение значений ячеек ОЗУ вычислительного ядра и массивы программных вставок в ОЗУ. При загрузке программных вставок в ОЗУ в составе КК передаются коды программ, которые записываются в ОЗУ вычислителя. Затем проводится телеметрирование и контроль загруженных кодов. При нормативном контроле программная вставка запускается в работу специально сформированной КК. При переключении БСУ необходимые программные вставки должны быть презаложены с Земли.

2.4. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде начальной управляющей информации

Начальная управляющая информация загружается в РПЗУ БЦВС программным обеспечением СВ БАКИС в режиме «Загрузка программ».

Посылка командно-программной информации с НУИ содержит блоки слов данных вида (служебная часть) + (данные для коррекции). В служебной части указывается номер страницы РПЗУ, в которой производится коррекция, код «последней» посылки массива НУИ, количество изменяемых слов в РПЗУ, начальный адрес коррекции. Первой посылкой в составе КПИ с НУИ выдается КК, в которой содержится служебная информация для программного обеспечения СВ БАКИС.

Полученные посылки КПИ с НУИ записываются в приемный буфер в страничном ОЗУ. При получении последней посылки (с признаком «последней» посылки) выполняется контроль находящегося в приемном буфере массива с НУИ. При положительном результате контроля запускается режим «Загрузка программ» – загрузки начальной

управляющей информации в РПЗУ БЦВС, при отрицательном работа по загрузке НУИ прекращается.

Загрузка начальной управляющей информации выполняется последовательно в два банка РПЗУ БЦВС. Алгоритм загрузки НУИ приводится ниже.

ПО системы взаимодействия БАКИС выполняет стирание сектора, предназначенного для хранения НУИ в пассивном банке РПЗУ. Далее для каждой страницы сектора РПЗУ, предназначенного для НУИ, выполняются следующие действия:

– Создание образа страницы или считывание соответствующей страницы РПЗУ из активного банка в рабочий буфер в страничном ОЗУ.

– Считывание из приемного буфера НУИ и изменение образа страницы РПЗУ в ОЗУ.

– При достижении кода последней посылки выполняется контроль образа страницы РПЗУ. Проводится расчет дополнений до контрольной суммы по массиву НУИ в рабочем буфере. При несовпадении ДКС работа по загрузке НУИ завершается с формированием признака отказа загрузки НУИ.

– Выполняется запись образа страницы РПЗУ в ОЗУ из рабочего буфера в соответствующую страницу РПЗУ пассивного банка.

– Выполняется контроль записанной страницы РПЗУ. Проводится расчет дополнений до контрольной суммы по массиву НУИ в странице РПЗУ. При несовпадении ДКС работа по загрузке НУИ завершается с формированием признака отказа загрузки НУИ.

После завершения загрузки НУИ в пассивный банк РПЗУ программное обеспечение системы взаимодействия БАКИС инициирует переключение банков РПЗУ БЦВС. После переключения активным становится банк с загруженной НУИ. Снова выполняется стирание сектора РПЗУ, предназначенного для хранения НУИ в пассивном банке. Далее программное обеспечение системы взаимодействия БАКИС последовательно переписывает соответствующие страницы сектора РПЗУ из активного банка в пассивный так, как это описано выше, но не выполняя изменение образа страницы РПЗУ в ОЗУ.

Все признаки завершения (нормы и отказы), а также необходимые параметры для анализа прохождения режима «Загрузка программ» передаются на Землю в составе ЦТМИ.

2.5. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде массива изменяемых программ

Массив изменяемых программ (МИП) содержит массивы изменения ПО в РПЗУ. Обработку МИП выполняет программное обеспечение СВ БАКИС в режиме «Загрузка программ» – коррекция программного обеспечения в РПЗУ БЦВС. В БЦВС функциональное программное обеспечение, доступное для коррекций, располагается в страницах РПЗУ в двух банках. Посылка КПИ с МИП содержит блоки слов данного вида (служебная часть) + (данные для коррекции). В служебной части указывается номер страницы РПЗУ, в которой производится коррекция, код «последней» посылки МИП, количество изменяемых слов в РПЗУ, начальный адрес коррекции. Первой посылкой в составе МИП выдается КК, в которой содержится служебная информация для программного обеспечения СВ БАКИС.

Полученные посылки командно-программной информации КПИ с МИП записываются в приемный буфер в страничном ОЗУ. При получении последней посылки (с признаком «последней» посылки) выполняется контроль находящегося в приемном буфере массива с МИП. При положительном результате контроля запускается коррекция программного обеспечения в РПЗУ БЦВС, при отрицательном – обработка полученного на борту массива прекращается.

Загрузка МИП выполняется последовательно в оба банка РПЗУ БЦВС. Алгоритм загрузки МИП приводится ниже.

Программное обеспечение системы взаимодействия БАКИС выполняет стирание сектора в пассивном банке РПЗУ, номер которого определяется из информации, поступившей в кодовой команде в составе МИП. Далее для каждой страницы заданного сектора РПЗУ выполняются следующие действия:

– Считывается образ соответствующей страницы РПЗУ из активного банка в рабочий буфер в страничном ОЗУ.

– Считывается из приемного буфера МИП, и изменяется считанный ранее образ страницы РПЗУ в ОЗУ.

– При достижении кода последней посылки выполняется контроль образа страницы РПЗУ. Проводится расчет дополнений до контрольной суммы по образу страницы РПЗУ в ОЗУ в рабочем буфере. При несовпадении ДКС работа завершается с формированием признака отказа режима «Загрузка программ».

– Выполняется запись образа страницы РПЗУ в ОЗУ из рабочего буфера в соответствующую страницу РПЗУ пассивного банка.

– Выполняется контроль записанной страницы РПЗУ. Проводится расчет дополнений до контрольной суммы по образу страницы РПЗУ. При несовпадении ДКС работа завершается с формированием признака отказа режима «Загрузка программ».

При нормативном завершении коррекции ПО заданного сектора в пассивном банке РПЗУ режим «Загрузка программ» завершается. Для контроля правильности функционирования откорректированного ПО с Земли передается КПИ тестовым ПЗ. При отработке тестового ПЗ происходит переключение банков РПЗУ БЦВС, банк с откорректированным ПО становится активным и новое ПО начинает работать. По результатам работы откорректированного ПО на Земле принимается решение о коррекции ПО во втором банке РПЗУ. Если коррекция разрешена, то на борт выдается КК, ранее выданная в составе МИП.

После того как получена вторая команда на коррекцию, происходит коррекция второго банка. Снова выполняется стирание сектора РПЗУ в пассивном банке. Далее СВ БАКИС последовательно переписывает соответствующие страницы сектора РПЗУ из активного банка в пассивный так, как это описано выше, но не выполняя изменение образа страницы РПЗУ в ОЗУ.

Все признаки завершения (нормы и отказы), а также необходимые параметры для анализа прохождения режима «Загрузка программ» передаются на Землю в составе ЦТМИ.

2.6. Алгоритм работы бортовой системы управления при приеме командно-программной информации в виде полетного задания

В БЦВС под хранение полетного задания отведены две страницы ОЗУ. Реализована возможность получения и хранения очередного ПЗ на фоне исполнения предыдущего ПЗ.

Посылка КПИ с ПЗ содержит блоки слов данных вида (служебная часть) + (данные ПЗ). В служебной части указывается порядковый номер посылки ПЗ.

Первой посылкой в составе КПИ с ПЗ выдается КК, в которой передается общее количество посылок с ПЗ и его тип. При получении посылки с ПЗ программное обеспечение системы взаимодействия БАКИС выполняет проверку номера посылки: если посылка с этим номером была получена ранее, то она игнорируется.

Посылка с ПЗ записывается в страничное ОЗУ в соответствии с ее номером и типом, заданным в КК. После записи посылка считывается из ОЗУ, по считанным словам рассчитывается ДКС посылки и сравнивается со значением, переданным в составе посылки. По результатам расчета и контроля ДКС формируются нормативные или отказные признаки по ДКС посылки, идущие в ЦТМИ. После приема последней посылки ПЗ и ее записи проводится расчет дополнения до контрольной суммы по всему массиву ПЗ, записанному в ОЗУ. Полученные ДКС сравниваются со значениями, находящимися в составе служебной части ПЗ. Также производится сравнение по результатам загрузки ПЗ, формируются признаки нормативности загрузки ПЗ и передаются в ЦТМИ. По признаку нормы записи полетного задания функциональное программное обеспечение (ФПО) БЦВС системы управления переходит к ожиданию времени начала отработки полученного ПЗ.

2.7. Передача радиоконанд из бортовой аппаратуры командно-измерительной системы в бортовую систему управления

Радиоконанды от БАКИС в систему управления используются для перестройки архитектуры вычислительного ядра БСУ в процессе работы в случае возникновения НШС.

В процессе взаимодействия БАКИС может передавать в БСУ десять радиокоманд управления (табл. 2.1).

Таблица 2.1

Команда	Наименование
РК1	Включение БСУ от ТКС
РК2	Включение/Отключение 1 грани БЦВС/БУК-МД
РК3	Включение/Отключение 2 грани БЦВС/БУК-МД
РК4	Включение/Отключение 3 грани БЦВС/БУК-МД
РК5	Включение/Отключение 4 грани БЦВС/БУК-МД
РК6	Предварительная РК2, РК3, РК4, РК5 для включения соответственно 1, 2, 3, 4 граней БЦВС
РК7	Предварительная РК2, РК3, РК4, РК5 для отключения соответственно 1, 2, 3, 4 граней БЦВС
РК8	Предварительная РК2, РК3, РК4, РК5 для отключения соответственно 1, 2, 3, 4 граней БУК-МД
РК9	Включение ВИП ИП БУК-МД Предварительная РК2, РК3, РК4, РК5 для включения соответственно 1, 2, 3, 4 граней БУК-МД
РК10	Отключение ВС БУК-МД, БЦВС, БУ1-МД, БУ2-МД

Радиокоманда РК1 «Включение БСУ от ТКС» используется для включения БСУ как дублирующая команду от РБ при первом включении БСУ и при повторном включении БСУ в полете. При получении РК1 включаются ВИП ВС БУК, ВИП ИП и по штатной циклограмме выполняется включение БСУ.

Радиокоманда РК10 «Отключение вычислительной системы БУК-МД, БЦВС, БУ1-МД, БУ2-МД» предназначена для «быстрого перезапуска» вычислительного ядра бортовой системы управления (БЦВС и БУК-МД) и для переключения всех вторичных источников питания в БУК-МД и БУ. Смежные системы и системы БСУ при этом не

выключаются и в исходное состояние не приводятся. Операция «быстрого перезапуска» должна сопровождаться последующим включением системы по радиокоманде РК1 при штатном повторном включении или по радиокоманде РК9 («Включение вторичных источников питания исполнительных плат») плюс комбинация из радиокоманд РК2÷РК5 при нештатном включении БСУ.

Погрешное включение граней вычислительной системы БУК-МД из выключенного состояния БСУ осуществляется выдачей радиокоманды РК9 (включение вторичных источников питания исполнительных плат БУК-МД) и любой из радиокоманд РК2÷РК5. При этом команды РК2÷РК5 исполняются, если пришли в течение 16 сек.

Включение граней БЦВС выполняется выдачей предварительной команды РК6 и затем любой из команд РК2÷РК5. Команды РК2÷РК5 исполняются, если пришли в течение 16 сек после приема радиокоманды РК6.

Отключение граней БЦВС выполняется выдачей предварительной команды РК7 и затем любой из команд РК2÷РК5. Команды РК2÷РК5 исполняются, если пришли в течение 16 сек после приема РК7.

Отключение граней БУК-МД выполняется выдачей предварительной команды РК8 и затем любой из команд РК2÷РК5. Команды РК2÷РК5 исполняются, если пришли в течение 16 сек после приема радиокоманды РК8.

Приведение в исходное состояние систем БСУ выполняется выдачей радиокоманды РК7 и затем не позднее 16 сек выдачей радиокоманды РК8.

Радиокоманды выдаются из БАКИС в систему управления по трем каналам. Длительность радиокоманды $T = 60 \pm 10$ мс с учетом разновременности выдачи по каждому каналу. Выдача одновременно нескольких радиокоманд исключена.

Частота выдачи радиокоманд с наземного комплекса управления в БАКИС – одна радиокоманда в $1 \div 2$ сек.

3. ДАТЧИКИ ПЕРВИЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Первичная информация системы управления и, соответственно, датчики этой информации определяются общими задачами бортовой системы управления (БСУ). Для космического аппарата (КА) одной из таких задач является определение углового пространственного положения.

Принципы определения углового положения космических аппаратов могут быть различными. Следовательно, спектр датчиков, в той или иной степени пригодных для определения параметров ориентации КА, весьма широк и включает:

- астродатчики (АД);
- гироскопические измерители вектора угловой скорости (ГИВУС);
- приборы ориентации на Землю (ПОЗ);
- приборы ориентации на Солнце (ПОС);
- магнитометры.

3.1. Астродатчики

Принципы функционирования и использования информации астродатчиков основаны на сопоставлении картины звездного неба, визируемой в направлении оси прибора, с картой соответствующего участка звездного неба.

Основу датчика (рис. 3.1) составляют: оптическая часть (объектив, светозащитная бленда), фоточувствительная часть (фотоприемник) и электронная часть (электроника фотоприемника, электроника обработки данных, память, блок питания).

Характеристики датчика существенно зависят от его чувствительности, т.е. от способности регистрировать излучение слабых звезд при малом времени экспозиции. Чувствительность датчика определяется светосилой оптической части (напрямую связанной с массогабаритными характеристиками), а также чувствительностью и шумовыми характеристиками фоточувствительной части (обычно это ПЗС-матрицы) и сервисной аналоговой электроники. Напомним, что ПЗС-матрица (ПЗС – прибор с зарядовой связью) представляет собой спе-



Рис. 3.1 Основные элементы астродатчика

циализированную аналоговую интегральную микросхему, состоящую из светочувствительных фотодиодов на основе кремния.

Астродатчик АД-1 разработки МОКБ «Марс» предназначен для автономного поиска, обнаружения, селекции звезд в поле зрения, измерения углового положения выделенных изображений звезд в приборной системе координат, связанной с посадочным местом астродатчика, и циклической выдачи измерительной и телеметрической информации в бортовую цифровую вычислительную систему (БЦВС).

Основные характеристики астродатчика АД-1 приведены в табл. 3.1.

В соответствии с идеологией использования звездных приборов в составе БСУ точность определения угловой ориентации аппарата зависит от:

- точности измерения направляющих углов линий визирования звезд в приборной системе координат астродатчика;
- методов обработки измерительной информации астродатчика в БЦВС.

Инструментальные погрешности астродатчика определяются двумя основными факторами:

Таблица 3.1

Параметр	Размерность	Значение
Оптическое поле зрения	град	12×12
Диапазон эквивалентных звездных величин рабочих звезд, приведенных к источнику «А»	m_A	0,0 ... 5,0
Частота выдачи измерительной информации при наличии в поле зрения рабочих звезд, не реже	сек	2
Массив измерительной информации (количество звезд), не более	шт	15
Напряжение питания	В	27±4
Энергопотребление, не более	Вт	15
Габаритные размеры	мм	∅ 235±425
Масса	кг	3,85

– точностью реализации и стабильностью системы координат, жестко связанной с камерой (объектив с матрицей фоточувствительного прибора с переносом заряда – ФППЗ);

– точностью определения координат энергетических центров изображений звезд на матрице ФППЗ.

Точность реализации системы координат камеры зависит от того, с какой точностью известны фокусное расстояние, положение главной точки и обобщенная дисторсия по фоточувствительному полю матрицы ФППЗ. Напомним, что дисторсия – это погрешность изображения в оптических системах, при которой нарушается геометрическое подобие между объектом и его изображением. Дисторсия возникает в результате того, что линейное увеличение разных частей изображения различно. При сборке камеры и проведении специальных калибровочных работ эти параметры определяются с необходимой точностью. Стабильность системы координат камеры обеспечивается выполнением необходимых требований к конструкции блока с точки зрения влияния на него механических и температурных воздействий.

Определение координат энергетических центров изображений является самым основным источником ошибок, поскольку форма, размеры изображения, распределение энергетической яркости меняются во времени ввиду наличия шумов самой матрицы ФППЗ, шумов электронного тракта, что и приводит к флуктуациям координат энергетических центров изображений от кадра к кадру.

В табл. 3.2 приведены результаты стендовых испытаний, проведенных для реальных образцов астродатчиков. Указаны значения отношений сигнал/шум для источника, имеющего спектр излучения типа «А», выраженного в фотометрической системе V , визуальная звездная величина (m_V) (спектральная кривая V практически совпадает с кривой чувствительности глаза), а также среднеквадратичное отклонение (СКО) определения направления на звезду.

Разработаны стандартные фотометрические системы диапазонов, в основном определяемых подбором светофильтров. Наиболее популярна трехцветная система UVV: ультрафиолетовый (Ultraviolet), синий (Blue) и желтый (Visual). При этом желтый диапазон очень близок к фотовизуальному (BmPv), а синий – к фотографическому (BmP).

Таблица 3.2

Визуальная звездная величина (m_V)	3	4	5	6	7
Сигнал/шум	16	12	9	7	2,4
СКО, угл.сек	3,2	4	4,7	6,9	19,8

Из полученных данных следует, что астродатчик может регистрировать звезды до $m_V = 6,0$ с предельной погрешностью 20,7 угл.сек.

Конструкция астродатчика предусматривает решение следующих основных задач:

- модульность конструкции, позволяющей адаптировать базовую конструкцию для других условий применения;
- технологичность изготовления, сборки и юстировки для снижения стоимости изготовления;

– возможность регулировки взаимного положения ФППЗ и объектива на этапе изготовления АД при обеспечении геометрической стабильности взаимного положения ФППЗ, объектива и основания (астродатчика) в условиях эксплуатации;

– обеспечение стабильного взаимного геометрического положения функциональных узлов АД относительно базовых поверхностей при изготовлении и эксплуатации;

– обеспечение требуемых тепловых режимов узлов астродатчика, в первую очередь ФППЗ, объектива и электрорадиоизделий (ЭРИ).

Основание астродатчика представляет собой монолитную конструкцию, на которой крепятся его основные модули:

- оптическое устройство;
- фотоприемная матрица;
- электронный блок.

Основание является очень ответственной сборочной единицей, к которой предъявляются жесткие требования по точности изготовления.

Конструкция основания АД-1 должна обеспечивать:

– высокую стабильность (во всех условиях эксплуатации) положения линии визирования в пространстве относительно посадочной плоскости астродатчика и взаимного положения посадочных плоскостей объектива и ФППЗ вдоль линии визирования;

– эффективный отвод тепла от узлов астродатчика на его посадочное место.

Масса основания АД составляет примерно 0,5 кг.

С базовыми установочными поверхностями основания связана приборная система координат XYZ астродатчика:

– ось Z перпендикулярна посадочной плоскости и направлена в сторону пространства анализируемых объектов;

– ось X параллельна посадочной плоскости, перпендикулярна привалочной плоскости и направлена в ее сторону;

– ось Y перпендикулярна осям X , Z и дополняет их до правой прямоугольной системы координат XYZ .

Общий вид астродатчика АД-1 показан на рис. 3.2.

Астродатчики типа АД-1 установлены на КА «Монитор-Э». По результатам первого этапа летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) все три комплекта АД-1 показали штатное функционирование и во взаимодействии с БЦВС обеспечили регулярное проведение астрокоррекции параметров ориентации КА и калибровки инструментальных погрешностей гироскопического измерителя вектора угловой скорости.



Рис. 3.2 Астродатчик АД-1

Необходимостью обеспечения достаточно большого времени экспозиции (для астродатчика АД-1 разработки МОКБ «Марс» его величина составляет 750 мс) диктуется определенное ограничение на величину допустимой угловой скорости КА, не препятствующей работе астродатчика. Для АД-1 такой порог составляет 240 угл.сек/сек. В то же время характеристики точности астродатчика весьма высоки (составляют 36 угл.сек для АД-1).

Астродатчики одной и той же конструкции могут быть использованы как для низкоорбитальных (с высотой орбиты до 1 тыс.км), так и для высокоорбитальных (с высотой орбиты около 35 тыс.км) КА. Небольшие различия связаны с тем, что в режиме орбитальной стабилизации для низкоорбитальных КА характерны большие значения угловой скорости, приводящие к «размазыванию» изображения звезд на фоточувствительной матрице при большом времени экспозиции.

Для обеспечения автономной ориентации КА по информации астродатчиков АД-1 разработано специальное программное обеспечение, реализованное для повышения надежности в резервированной БЦВС. Программа опознавания звезд и расчета астроориентации содержит бортовой каталог звезд, рассчитанный с учетом спектральной характеристики астродатчика АД-1 и данных по координатам и спек-

тральным характеристикам звезд, предоставленных Государственным астрономическим институтом им. П.К. Штернберга [25]. Каталог звезд состоит из кластеров, задаваемых положениями своих фотоцентров относительно гелиоцентрической инерциальной системы координат (см. раздел 5). При расчете астроориентации положения кластеров приводятся к инерциальной системе координат, связанной с КА. Астроориентация рассчитывается с помощью адаптивного фильтра Калмана по информации, поступающей от астродатчиков и ГИВУС.

3.2. Гироскопический измеритель вектора угловой скорости

Инерциальный метод определения ориентации КА основан на решении дифференциальных кинематических уравнений для параметров ориентации исходя из известного начального положения КА и измеряемого вектора его угловой скорости. Гироскопический измеритель вектора угловой скорости предназначен для определения и выдачи в бортовую систему управления космического аппарата информации о проекциях абсолютной угловой скорости аппарата.

В качестве датчиков угловой скорости используются гироскопические измерители различного класса точности.

Примером высокоточного датчика является ГИВУС типа КИНД34-020 (рис. 3.3) на поплавковых гироскопах разработки НИИ ПМ им. Кузнецова, который при массе 12,6 кг в диапазоне угловых скоростей до 0,4 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,005 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента не хуже 0,01 %.



Рис. 3.3 Датчик КИНД34-020

Выпускаемый этой же организацией ГИВУС средней точности КИНД34-038 на динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ) обладает на порядок худшими характеристиками по дрейфу (порядка 0,05 град/час). Характеристики ряда приборов, разработанных в НИИ ПМ им. Кузнецова [29], приведены в табл. 3.3.

К классу приборов низкой точности можно отнести поплавковый двухступенный датчик КХ79060 (разработки и производства ПО «Корпус», г. Саратов), который при массе 0,6 кг в диапазоне угловых скоростей до 36 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,1 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента 0,5 %.

В последнее время механические гироскопы сдают позиции датчикам, основанным на других принципах. Среди них – лазерные (МИЭА, НПО «Полюс»), волоконно-оптические (ООО «Оптолинк» [32], «Физоптика»), твердотельные волновые гироскопы (Раменское ПКБ, НПО «Медикон»). В качестве примера можно привести одноосный волоконно-оптический гироскопический датчик SRS 2000 (ООО «Оптолинк»), который при массе 1,7 кг и диапазоне измеряемой угловой скорости 10 град/сек обладает характеристиками дрейфа на уровне 0,005...0,01 град/час и нестабильностью масштабного коэффициента 0,03 % (рис. 3.4).



Рис. 3.4 Датчик SRS 2000

Гироскопические датчики не имеют особенностей, ограничивающих их применение на низко- или высокоорбитальных КА, и являются в этом смысле унифицированными.

В бортовых системах управления КА, разрабатываемых МОКБ «Марс», используются два типа ГИВУС разработки НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова (табл. 3.3).

Для КА со сроком активного существования на орбите порядка пяти лет и умеренными требованиями к точностным характеристикам используется прибор КИНД34-038 с динамически настраиваемыми гироскопами, выполняющий следующие функции:

– выдача по запросу БЦВС информации в виде 16-разрядных двоичных кодов, пропорциональных приращениям интегралов от проекций угловой скорости КА на оси чувствительности ГИВУС за интервал времени 0,1 сек между двумя последовательными опросами БЦВС;

Таблица 3.3

Параметр	ГИВУС КИНМ34-001	ГИВУС КИНМ34-002	ГИВУС КИНД34-032	ГИВУС КИНД34-040
Диапазон измеряемых угловых скоростей	$\pm (1 + 10 \%)$	1-я модификация: $\pm (0,53 + 10\%)$ 2-я модификация: $\pm (0,9 + 10 \%)$	± 10	Узкий (УД) – ± 4 Широкий (ШД) – ± 8
Цена импульса выходной информации, дуг.сек/имп	$0,18 \pm 10 \%$	1-я модификация: $0,0792 \pm 10 \%$ 2-я модификация: $0,11880 \pm 10 \%$	$0,2 \pm 0,04$ угл.сек/бит	УД – 0,18 ШД – 0,36
Погрешность цены импульса, % – за весь срок эксплуатации – за 720 часов	$\pm 0,1$ при $t = 15 - 25 \text{ }^\circ\text{C}$ $\pm 0,2$ при $t = 0 - 15 \text{ }^\circ\text{C}$ и $25 - 40 \text{ }^\circ\text{C}$ $\pm 0,03$	$\pm 0,05 (3s)$ $\pm 0,03$	$\pm 0,05$	УД – $\pm 1,0$ ШД – $\pm 3,0$
Случайная со- ставляющая нулевого сиг- нала, незави- сящая от перегрузки, дуг.сек/сек – от запуска к запуску – в запуске	$\pm 0,15$ $\pm 0,02$ (за 24 часа)	$\pm 0,30$ $\pm 0,02$	$\pm 0,7$ $\pm 0,15$	УД – $\pm 0,3$ ШД – $\pm 1,5$

Таблица 3.3 (продолжение)

Параметр	ГИВУС КИНМ34-001	ГИВУС КИНМ34-002	ГИВУС КИНД34-032	ГИВУС КИНД34-040
Стабильность углового поло- жения измери- тельных осей за весь срок экс- плуатации, угл.сек	± 90	± 45	± 30	± 45
Количество угло- измерительных каналов	3	6	6	6
Тип ЧЭ	поплавковый гироскоп КИ79-132	поплавковый гироскоп КИНД99-003А	ДНГ КИНД05-078	ДНГ КИНД05-091
Ресурс, лет (час)	3,5 (3 в полете)	3,5 (3 в полете)	3,5 (3 в полете)	100000 час
Масса, кг	11,5	22,5	5,8	4,7
Температура установочной поверхности, °С	0 – 30	0 – 40	минус 10 – 40	минус 10 – 40
Энергопотреб- ление, не более, Вт	50	при работе: 3-х ИК- 92 4-х ИК- 104	35	55
Использование	Спутники	Спутники	Спутники	«Экспресс- 1000», «Экспресс- 2000», Луч-5А, Луч-5Б

- взаимодействие с БЦВС по мультиплексному каналу обмена (МКО) по ГОСТ Р 52070-2003 [8];
- исполнение импульсных команд на включение (выключение) подсистем и режимов работы прибора;
- выдача в БЦВС телеметрической информации;
- выдача в БЦВС информации по результатам встроенного контроля.

Эксплуатационные характеристики прибора приведены в табл. 3.4, основные точностные характеристики – в табл. 3.5.

Прибор выполнен в виде моноблока, в герметичном исполнении. Габаритные размеры – не более 262×218×150 мм.

Масса прибора – $4,7 \pm 0,3$ кг.

Каждый из трех ДНГ имеет две измерительных оси, суммарно по прибору – шесть осей, две по каждой оси приборной системы координат. Прибор сохраняет свою работоспособность при отказе одного любого измерительного канала ДНГ.

На первом этапе ЛКИ КА «Монитор-Э» в основном подтверждены заявленные разработчиком точностные характеристики прибора.

Для КА со сроком активного существования на орбите до 10 лет, повышенными требованиями к точностным характеристикам и устойчивости к воздействию космического излучения используется ГИВУС на базе прибора КИНД34-020 с поплавковыми гироскопами.

Таблица 3.4

Параметр	Значение
Масса, кг	$4,7 \pm 0,3$
Функциональная готовность, мин, не более	15
Точностная готовность, мин, не более	45
Энергопотребление, Вт, не более (Упит. = 28 В) – в режиме набора готовности – в установившемся режиме	125 35
Срок эксплуатации на орбите, лет	до 5

Таблица 3.5

Наименование параметра	Значение параметра
Диапазон измерения угловой скорости, град/сек – широкий – узкий	± 10 $\pm 2,0$
Цена единицы младшего разряда выходной информации, угл.сек/бит – в широком диапазоне – в узком диапазоне	$0,2 \pm 20 \%$ $0,04 \pm 20 \%$
Стабильность цены младшего разряда, % а) в широком диапазоне – за весь срок эксплуатации б) в узком диапазоне – за весь срок эксплуатации – за любой год в течение ресурса – за 24 часа в непрерывном запуске	$\pm 0,1$ $\pm 0,1$ $\pm 0,05$ $\pm 0,01$ (с доведением до $\pm 0,005$)
Нулевой сигнал, не зависящий от перегрузки, град/час – систематическое значение – случайная составляющая от запуска к запуску – случайная составляющая за 24 ч в непрерывном запуске при времени осреднения 300 сек	± 50 $\pm 0,7$ $\pm 0,05$ (с доведением до $\pm 0,02$)
Нулевой сигнал, зависящий от перегрузки, град/час на 1 g	± 6
Систематическое значение углов отклонения осей чувствительности от номинальных направлений, угл.мин	± 90
Стабильность углов ориентации осей чувствительности за весь срок эксплуатации, угл.сек	± 45
Стабильность углов ориентации осей чувствительности за 24 часа при изменении температуры посадочного места в пределах 5 °С, угл.сек	15

Таблица 3.6

Наименование параметра, размерность	Величина параметра, пределы изменения
Диапазон измеряемой угловой скорости в проекциях на измерительные оси ИК, град/сек, по модулю не менее	0,4
Масштабный коэффициент:	
– паспортизованное значение, угл.сек, в пределах	0,040÷0,050
– отклонение среднего значения за 24 часа от паспортизованного в любом запуске, %, по модулю за весь срок эксплуатации, не более	0,1
– изменение среднего значения в двух любых соседних 24-х часовых интервалах в непрерывном запуске, %, по модулю, не более	0,005
– случайная составляющая относительно среднего значения за 24 часа (оценка по $2,7\sigma$), %, не более	0,005
Нулевой сигнал, не зависящий от ускорения:	
– паспортизованное значение, угл.сек/сек, по модулю, не более	3
– отклонение среднего значения за 24 часа от паспортизованного в любом запуске, угл.сек/сек, по модулю, не более	0,35
– изменение среднего значения в двух любых соседних 24-х часовых интервалах в непрерывном запуске, угл.сек/сек, по модулю, не более	0,006
– случайная составляющая относительно среднего значения за 24 часа (оценка по $2,7\sigma$), угл.сек/сек, не более	0,005–0,003
Нулевой сигнал, пропорциональный первой степени перегрузки n :	
– паспортизованное значение, угл.сек/сек, по модулю, не более	$10 \times n$
– отклонение среднего значения в любом запуске относительно паспортизованного значения, угл.сек/сек, по модулю не более	$1 \times n$
Шумовая составляющая выходного сигнала при времени осреднения $0,1 \div 10$ сек (оценка по 1σ), угл.сек, не более	0,20
Углы рассогласования измерительных осей ИК:	
– паспортизованное значение, угл.сек, по модулю, не более	1800
– отклонение в любом запуске относительно паспортизованного значения, угл.сек, по модулю, не более	40

Оси чувствительности (измерительные оси) четырех гироблоков ориентированы по образующим конуса вращения вокруг приборной оси OX_{II} с углом полураствора при вершине, равным $54^{\circ}44'08''$, и распределены по поверхности конуса таким образом, что их проекции на установочную плоскость прибора составляют с приборной осью OY_{II} углы, кратные 90 град (см. раздел 3.1).

Прибор позволяет сохранять точностные характеристики определения параметров ориентации при отказе любого одного измерительного канала. Выходная информация с каждого канала, соответствующая приращению интеграла от проекции вектора угловой скорости КА на его измерительную ось за такт опроса, выдается в виде серий импульсов. Преобразование информации к цифровому виду производится в блоке силовой автоматики и по линии МКО передается в БЦВС для дальнейшего использования в алгоритмах определения параметров ориентации.

Точностные характеристики измерительного канала (ИК) приведены в табл. 3.6.

По опубликованным данным, прибор типа КИНД34-020, установленный на КА «Ямал-100», имеет уход порядка $0,001$ град/час (после учета систематических составляющих).

3.3. Приборы ориентации на Землю

Информацию об ориентации визирной оси прибора на Землю можно получить, используя зрительный контраст между Землей и окружающим ее пространством. На этом принципе построено большое количество датчиков ориентации на Землю.

Среди них имеются и датчики, непосредственно определяющие направление на центр Земли в приборной системе координат за счет определения углового расстояния от зрительной оси прибора до контрастного участка изображения. Такие датчики формируют данные об угловом положении визирной оси относительно орбитальной системы координат практически без привлечения дополнительных источников информации. Пример – датчик MiDES-G, Servo Corporation of America (рис. 3.5), имеющий массу $1,5$ кг, потребляемую мощность не более 4 Вт и точность $0,025^{\circ}$ (3σ).



Рис. 3.5 Датчик MiDES-G, Servo Corporation of America

Имеются также датчики, которые способны только зарегистрировать факт пересечения линией визирования горизонта. Получение информации об ориентации осей приборной системы координат в таком случае возможно лишь при использовании дополнительной информации, в роли источников которой обычно выступают инерциальные системы ориентации. Пример – датчик Dual HCI, Servo Corporation of America (рис. 3.6), имеющий массу 0,8 кг, потребляемую мощность не более 2 Вт и точность $0,02 \dots 0,03^\circ$ (3σ).

Следует заметить, что применение датчиков ориентации на Землю зависит от высоты КА. В первом случае можно говорить о конструктивных различиях между датчиками для низко- и высокоорбитальных КА, обусловленных различным угловым размером Земли при визировании с разной высоты. Во втором случае речь должна идти о необходимости адаптировать программное обеспечение для адекватной обработки сигнала датчика о пересечении горизонта.

Приборы ориентации на Землю предназначены для определения координат геометрического центра Земли φ , θ в приборной системе координат и используются в БСУ КА для приведения и удержания в направлении к центру Земли оси КА, номинально совпадающей с направлением визирной оси ПОЗ. Ввиду ограниченности поля зрения

координате целесообразно оптимизировать соотношение расстояния между траекториями сканирования и видимым диаметром Земли.

Для повышения точности ПОЗ в качестве рабочего спектра излучения желателно использовать полосу поглощения (излучения) CO_2 в атмосфере Земли – $14 \div 16$ мкм. Инфракрасное излучение атмосферы Земли в этом диапазоне спектра существенно меньше по интегральной интенсивности, чем во всем ИК диапазоне излучения Земли, однако намного стабильнее из-за меньшей зависимости от метеорологических условий.

ПОЗ выдает в БЦВС следующую информацию в виде слов данных:

- выходные сигналы N_1, N_2, N_3, N_4 , несущие информацию о положении Земли в системе угловых координат прибора;
- признак наличия Земли в поле зрения;
- обобщенный признак исправности прибора.

Прием команд из БЦВС и передача информации из ПОЗ в БЦВС производится по МКО.

Включение ПОЗ производится подачей в блок питания напряжения 27 В. Блок питания формирует требуемые вторичные напряжения для составных частей ПОЗ, которые гальванически развязаны с первичным напряжением 27 В.

Информацию о температуре внутри ПОЗ формирует температурный датчик.

Данные, поступающие из ПОЗ в виде чисел $N_1 \dots N_4$, обрабатываются в БЦВС по специальным алгоритмам, включающим:

- алгоритм управления работой прибора;
- алгоритм обработки и формирования выходной информации (углов φ и θ);
- алгоритм селекции помех от Солнца и Луны;
- алгоритмы определения неисправности прибора.

Инструментальная точность ПОЗ составляет 3-6 угл.мин, частота выдачи измерений – 4,5 Гц. Диапазон измеряемых углов (линейная зона) $\pm 2^\circ$. Амплитуда сканирования выбирается исходя из необходимости уверенного перекрытия углового размера Земли, видимой с высокой или низкой орбиты.

Приблизительная масса ПОЗ составляет 2 кг, потребляемая мощность – 10 Вт.

3.4. Приборы ориентации на Солнце

Приборы ориентации на Солнце (ПОС) предназначены для использования в составе систем ориентации и автономной навигации космических аппаратов. ПОС вырабатывает цифровые сигналы, пропорциональные отклонению направления на центр Солнца относительно приборной системы координат и, в паре с прибором ориентации на Землю, позволяет осуществлять трехосную стабилизацию космического аппарата по крену, тангажу и рысканью.

Солнечные датчики применялись и применяются практически на всех космических аппаратах, начиная с первых спутников. Конструкция и принципы их действия достаточно хорошо отработаны. В настоящее время в Российской Федерации ряд организаций производит ПОС, в том числе и МОКБ «Марс». Дальнейшее совершенствование этих приборов производится с целью повышения надежности и срока службы, уменьшения стоимости и массы датчиков.

Приборы ориентации на Солнце (рис. 3.7) имеют аналогичный принцип действия приборам ориентации на Землю.



Рис. 3.7 Солнечный датчик положения разработки МОКБ «Марс»

Для определения и построения ориентации КА относительно Солнца используется информация от двух приборов ориентации на Солнце – ПОС (солнечный датчик положения – СДП-1) разработки МОКБ «Марс».

СДП-1 представляет собой оптико-электронный прибор, состоящий из двух щелевых оптических камер. Каждая камера состоит из оптического устройства с щелевой маской и фоточувствительного элемента. Размеры щели и расстояние между щелевой маской и чувствительной плоскостью фотоприемника подобраны так, чтобы угловое поле зрения имело размер $95^\circ \times 5^\circ$.

Поток солнечного излучения, поступающий на вход оптического устройства, ослабляется светофильтрами и, пройдя щелевую маску, падает на фотоприемник. Образующийся в фотоприемнике под воздействием солнечного излучения аналоговый электрический сигнал преобразуется, усиливается и поступает в коммутационно-преобразующее устройство системы управления, сигнализируя о наличии Солнца в поле зрения $95^\circ \times 5^\circ$.

Две щелевые оптические камеры, установленные под углом 90° между нормальными к фоточувствительным плоскостям приемников с перекрытием 5° полей зрения по длине щелей, образуют совместно полную зону обзора размером $185^\circ \times 5^\circ$ и общую (центральную) зону обзора размером $5^\circ \times 5^\circ$. Биссектриса угла между нормальными к фоточувствительным плоскостям приемников определяет линию визирования солнечного датчика OZ_{Π} . Линия OX_{Π} , перпендикулярная плоскости нормалей фотоприемников и визирной оси OZ_{Π} , и направление OY_{Π} , дополняющее оси OX_{Π} , OZ_{Π} до правого ортогонального приборного трехгранника $OX_{\Pi} Y_{\Pi} Z_{\Pi}$, образуют плоскую координатную систему $OX_{\Pi} Y_{\Pi}$. Информация об угловых координатах центра Солнца определяется по состоянию выходных сигналов фотоприемников и фиксации момента времени их переключения. Направление на центр Солнца определяется в два этапа:

- вращением КА вокруг оси OX_{Π} до момента появления хотя бы одного сигнала с фотоприемника;
- вращением КА вокруг оси OY_{Π} до момента появления сигнала с двух фотоприемников.

Фиксация во времени моментов переключения сигналов и знание значений угловой скорости вращения КА позволяют вычислить и запомнить угловые координаты центра Солнца в истинной или условной инерциальной системе координат. При этом погрешность определения координат центра Солнца зависит от точности, с которой фиксируются переключения и учитываются угловые скорости. Проведение специальных калибровочных работ с СДП-1 позволяет получить точностные характеристики в несколько угловых минут.

Оптическая камера каждого канала ПОС (СДП-1) состоит из:

- нейтрального фильтра;
- щелевой маски;
- фотоприемника.

Нейтральный фильтр используется для ослабления потока излучения Солнца, поступающего на вход оптической камеры, с целью обеспечения допустимого уровня освещенности фотоприемника. Нейтральный фильтр выполняется методом вакуумного напыления металлической пленки на верхнюю часть кварцевого стекла марки К-208 и слой In_2O_3 , имеющего электрический контакт с корпусом прибора для снятия электрического заряда.

На нижнюю часть кварцевого стекла нанесена непрозрачная металлическая пленка, на которой методом фотолитографии сформирована щелевая маска. Щелевая маска предназначена для формирования освещенности при попадании Солнца в поле зрения камеры.

В качестве фотоприемника в оптической камере используется фотодиод.

Солнечный датчик положения СДП-1 имеет следующие оптические параметры:

- коэффициент пропускания фильтра – $1/2500 \dots 1/3000$;
- фокусное расстояние (расстояние от фотоприемной поверхности до щелевой маски) – $F = 10,5$ мм;
- ширина щели – 200 мкм. Форма щели выбрана с учетом обеспечения постоянной ширины поля зрения и освещенности фотодиода.

Усилительный тракт прибора содержит два идентичных канала, усиливающих сигналы с каждого фотодиода. Оба канала фотоприем-

ника и усилителя дублированы с холодным резервированием. Сигнал с фотодиода через развязывающие сопротивления поступает на пороговые устройства. При превышении входного напряжения заданного уровня на выходе появляется сигнал высокого уровня (логическая единица). Питание осуществляется постоянным напряжением $\pm 12,6$ вольт.

Основные характеристики СДП-1 приведены в табл. 3.7.

Таблица 3.7

Параметр	Размерность	Значение
Поле зрения	град	185×5
Точность определения ориентации на Солнце	град	2,5
Потребляемая мощность	Вт	0,25
Габариты	мм	$95 \times 30 \times 50$
Масса	кг	0,15

Недостатком датчиков Солнца является невозможность функционирования в тени Земли.

3.5. Магнитометр

Магнитное поле Земли имеет достаточно высокую напряженность. На магнитных полюсах его силовые линии направлены отвесно и характеризуются напряженностью порядка $60 \text{ мкТл} \sim 0,6 \text{ Гс}$. На магнитном экваторе они практически горизонтальны и имеют интенсивность порядка $30 \text{ мкТл} \sim 0,3 \text{ Гс}$. Форма магнитного поля Земли и динамика ее изменения достаточно хорошо изучены, что позволяет делать прогноз на несколько лет вперед (например всемирная модель магнитного поля WMM 2005).

Это дает основания для определения ориентации КА на основе измерения составляющих вектора напряженности магнитного поля в осях приборной системы координат. Таким образом, магнитометр – это прибор, предназначенный для измерения параметров магнитного

поля Земли (электромагнитной индукции). В качестве примера может быть приведен датчик магнитного поля, выпускаемый фирмой Meda, США (рис. 3.8).

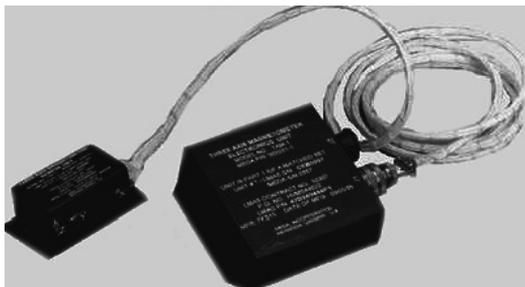


Рис. 3.8 Датчик магнитного поля, выпускаемый фирмой Meda, США

При суммарном весе блока чувствительных элементов и блока электроники около 1,8 кг датчик обладает способностью измерять магнитное поле интенсивностью в диапазоне $0,1 \dots 1,0$ Гс с точностью порядка 1 %. Это дает возможность определять ориентацию вектора напряженности магнитного поля Земли в приборной системе координат с точностью порядка десятых долей градуса.

Магнитометр разработки НИИЭМ (г. Истра) состоит из первичного датчика геомагнитного поля, располагаемого на внешней стороне корпуса КА, и трехканального электронного преобразователя, реализованного в исполнительных платах коммутационно-преобразующего устройства.

Первичный датчик геомагнитного поля представляет собой датчик ферроиндукционного типа и содержит три феррозонда (ферроиндукционных преобразователя), размещенных параллельно осям ребер куба. Оси феррозондов ориентируются параллельно координатным осям КА.

Каждый феррозонд состоит из сердечника и четырех обмоток:

- обмотки возбуждения;
- сигнальной обмотки;
- компенсационной обмотки;
- калибровочной обмотки.

Сердечник изготовлен из тонкой ленты аморфного пермаллоя (материал с очень узкой петлей гистерезиса).

Обмотка возбуждения предназначена для принудительного перемагничивания сердечника током возбуждения.

Сигнальная обмотка предназначена для получения сигналов, несущих информацию об измеряемом поле.

Компенсационная обмотка предназначена для реализации компенсационного метода измерения. Калибровочная обмотка используется при проведении технологических тестов системы для компенсации индукции геомагнитного поля и задания калибровочных сигналов.

В состав электронного преобразователя входят следующие функциональные узлы:

- узел управления;
- генератор импульсов тока возбуждения;
- трехканальный преобразователь сигналов измерения;
- трехканальный формирователь токов калибровки.

Преобразователь включает три одинаковых взаимно ортогональных феррозонда, жестко закрепленных в корпусе. Три крышки вместе с корпусом образуют электрически замкнутый экран, защищающий феррозонды от наводок электромагнитного поля. Электрическое соединение феррозондов с внешними устройствами и их калибровка осуществляются через соединители.

На корпусе преобразователя установлена шпилька металлизации, обеспечивающая электрический контакт с корпусом КА посредством проводного соединения кабельными наконечниками.

Феррозонд состоит из магнитопровода, катушки и колодки с семью контактами. Магнитопроводом является пермаллоевая лента, вложенная в катушку. На катушке намотаны четыре обмотки: сигнальная, компенсации, калибровки и возбуждения.

Трехканальный формирователь токов калибровки используется в процессе проведения теста магнитометра. Он предназначен для компенсации внешнего поля и задания калибровочного поля.

Каждый канал формирователя содержит цифроаналоговый преобразователь (ЦАП), сумматор и усилитель мощности.

Технические характеристики магнитометра приведены в табл. 3.8.

Технические характеристики преобразователя геомагнитного поля приведены в табл. 3.9.

Таблица 3.8

Параметр	Размерность	Значение
Диапазон измеряемой магнитной индукции	мкТл	± 60
Погрешность, не более	мкТл	$\pm 0,2$
Погрешность в нуле, не более	%	1
Погрешность по крутизне, не более	%	0,5
Чувствительность, не хуже	мкТл	0,05
Выходное напряжение каналов каждой оси	В	$\pm 3,0$
Постоянная времени	с	0,05
Потребляемая мощность	Вт	0,3
Масса	г	600

Таблица 3.9

Параметр	Размерность	Значение
Рабочий диапазон температур	$^{\circ}\text{C}$	от $- 60$ до $+ 60$
Габаритные размеры	мм	$94 \times 90 \times 79$
Мощность рассеяния, не более	Вт	0,02
Масса	г	270 ± 30

4. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В настоящее время в качестве исполнительных органов для систем стабилизации и ориентации космических аппаратов (КА) используются следующие электромеханические устройства: силовые гироскопические комплексы (СГК), комплексы управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), комплексы магнитных исполнительных органов (КМИО), а также газореактивные и стационарные плазменные двигатели.

Однако функции их ограничиваются кратковременной работой для обеспечения особо точной ориентации или коррекции положения КА, подверженного внешним возмущениям.

Основным достоинством СГК, КУДМ и КМИО является способность создавать управляющие моменты лишь за счет затрат электроэнергии без затрат, подобно жидкостным или газореактивным двигателям, специального рабочего тела – топлива или газа. Для современных КА наблюдения за объектами в космосе или на Земле и работающих на орбите несколько лет необходимые запасы топлива могут исчисляться десятками тонн, если программные повороты КА осуществлять только с помощью реактивных двигателей. Использование же для этой цели электромеханических исполнительных органов позволяет создавать практически безрасходные системы ориентации.

4.1. Силовые гироскопические комплексы

Силовые гироскопические комплексы предназначены для использования в качестве исполнительных органов систем стабилизации и ориентации тяжелых и средних КА. СГК создают управляющие моменты в режимах стабилизации и программных поворотов КА относительно опорной системы координат.

По сравнению с двигателями-маховиками СГК обладают тем преимуществом, что позволяют создавать управляющие моменты высокого уровня при значительно меньшей мощности потребляемой электроэнергии. Для современных высокодинамичных систем ориентации КА это отличие может составлять несколько порядков.

Другим важным для КА достоинством СГК является их способность реализовывать линейное, широкодиапазонное и высокоточное управление моментом, благодаря чему могут быть получены точности стабилизации КА, измеряемые единицами угловых секунд. Применение СГК в системах ориентации КА способствует также достижению более высокой надежности работы систем ориентации – чрезвычайно важного требования в космической технике. Это достигается как комплексированием исполнительных устройств различного типа и принципа действия, так и за счет достаточно просто осуществляемого резервирования элементов самого СГК. По этим причинам в состав практически всех современных прецизионных, высокодинамичных систем ориентации КА включаются СГК. В силу специфики решаемых ими задач, особенностей функционирования и конструкторских решений они представляют собой самостоятельный класс гироскопических устройств.

Ведущим в России в области разработки СГК для различного рода КА является ФГУП «НИИ командных приборов». В течение последних 30 лет предприятием разработано несколько поколений СГК, изготовлено более 500 комплексов, которые наработали в условиях космического пространства более 33 лет, а при наземных испытаниях – около 50 лет. Отдельные образцы при испытаниях непрерывно работали до 15 лет. При этом полностью подтверждены как высокая надежность разработанных СГК, так и эффективность их применения.

Основным типом СГК, разрабатываемых в настоящее время, являются гиродины – двухстепенные управляющие силовые гироскопы. Первый комплекс этого типа с кинетическим моментом гироскопа 100 Н·м·с был спроектирован для космической астрофизической лаборатории «Гамма» [33], созданной РКК «Энергия». В системе ориентации данного КА использовалось шесть гироскопов. Они обеспечили безотказную ориентацию КА в течение 1,5 лет при угловых скоростях программного поворота до 1 град/сек, точности стабилизации КА до 0,003 град/сек по угловой скорости и 10 – 15 угл.сек по углу (рис. 4.1).

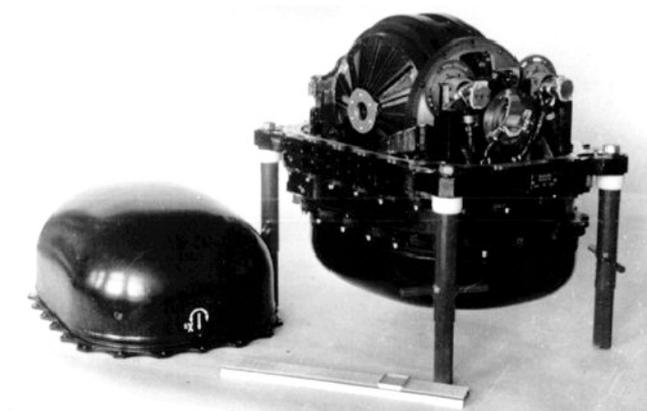


Рис. 4.1 Двухступенный управляющий силовой гироскоп

На основе гироскопов с кинетическим моментом 250 Н·м·с разработаны гиродины для серии астрофизических КА типа «Спектр», создаваемых НПО им. С.А. Лавочкина [28] (рис. 4.2).



Рис. 4.2 Гиродины для астрофизических КА типа «Спектр»

Для международной космической станции «Альфа» разработаны и изготовлены гиродины, гироскопы которых имеют кинетический момент 5000 Н·м·с (рис. 4.3).

Специфической особенностью СГК является построение их на базе гироскопов с бесконтактным подвесом чувствительного элемента в потоке газа или жидкости. Некоторые СГК оснащены приборами астрокоррекции, для чего разработаны звездные каталоги, методы

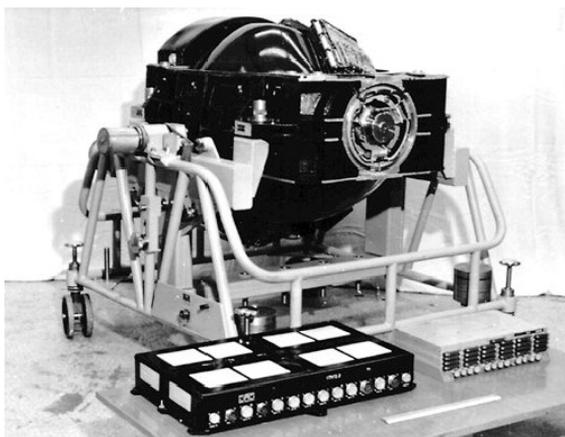


Рис. 4.3 Гиродин для МКС «Альфа»

предпусковой калибровки командных приборов и автономного определения начальной ориентации гироплатформы.

Проектирование всех современных СГК базируется на технических решениях, унифицированных по принципу построения. У силового гироскопа – это ротор из специально обработанной высокопрочной стали, шарикоподшипниковые опоры ротора с узлами подпитки маслом, вакуумированный корпус из алюминиевых сплавов, в части электропривода – низкоскоростные бесконтактные двигатели постоянного тока с высокоэффективными магнитами и широкодиапазонной системой управления скоростью. Электроника комплексов обеспечивает тестирование, самоконтроль и глубокую диагностику работы СГК.

Разработанные технические решения позволяют реализовать современные технические требования, предъявленные к СГК создателями КА, в частности ресурс работы комплекса до 10-15 лет, уровни максимального управляющего момента до 1000 Н·м, диапазон регулирования управляющего момента 1:2000, точность реализации управляющего момента 1-2 %, точность формирования информации об угловом положении гироскопа до 3-5 угл.мин. При этом в зависимости от объекта применения может быть реализовано конструктивное исполнение как для герметичных, так и негерметичных приборных

отсеков КА. Возможность достижения указанных характеристик базируется на многолетних испытаниях элементов, узлов, систем и приборов по подтверждению их технических характеристик в течение длительного ресурса, а также на результатах их эксплуатации в натурных условиях.

4.2. Комплексы управляющих двигателей-маховиков

Наряду с силовыми гироскопическими комплексами в системах ориентации и управления КА по-прежнему широко используется другой тип электромеханических исполнительных устройств – управляющие двигатели-маховики. Двигатели-маховики изготавливаются на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока и предназначены для использования в качестве исполнительного органа систем стабилизации и ориентации средних и малых КА с длительным сроком службы (рис. 4.4).

Функции маховой массы выполняет ротор с постоянными магнитами, расположенными на максимально возможном диаметре. В двигателях-маховиках максимально снижены тормозные моменты. Электродвигатель обеспечивает реверсивное вращение ротора-маховика, его торможение, а величина создаваемого им вращающего (управляющего) момента при этом может плавно меняться в заданном диапазоне в соответ-

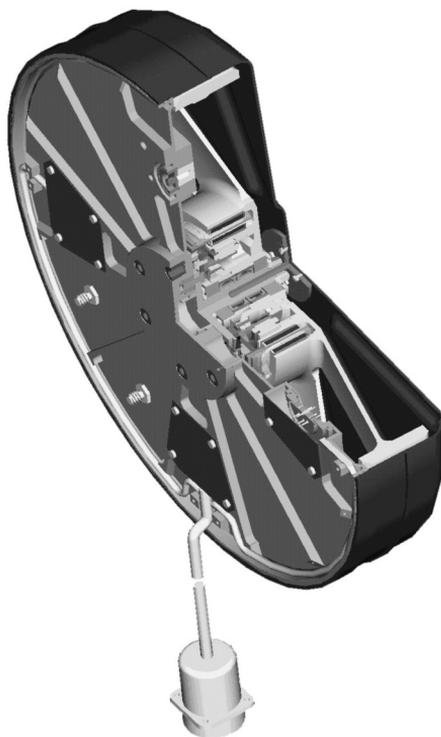


Рис. 4.4 Общий вид двигателя-маховика

ствии с сигналом управления, подаваемым на вход двигателя-маховика. Двигатели-маховики для управления КА объединяются в комплекс из трех, четырех или шести управляющих двигателей-маховиков. Внешний вид одного из управляющих двигателей-маховиков показан на рис. 4.4.

В состав КУДМ (разработки ФГУП «НИИ командных приборов») для КА «Монитор-Э», например, входят четыре двигателя-маховика (ДМ), предназначенные для создания управляющих моментов по осям, параллельным осям вращения роторов ДМ, и электронный прибор (ЭП), предназначенный для управления четырьмя ДМ и сопряжения КУДМ с системами управления и телеметрической информации. Двигатели-маховики устанавливаются по схеме «пирамида» (см. раздел 6).

В состав ЭП входят один резервированный контроллер (резервирование горячее) и восемь блоков управления двигателями (БУД). С каждым ДМ связаны два БУД (основной и резервный), которые формируют канал управления (КУ) соответствующего ДМ. Двигатель-маховик вместе с каналом управления является оборудованием «горячего резерва» и называется управляющим двигателем-маховиком (УДМ).

Схема КУДМ предусматривает возможность управления (включения/отключения) резервами в каждом канале управления по командам бортовой системы управления (БСУ).

ДМ на основе бесконтактного двигателя постоянного тока (БДПТ) может работать в режимах разгона, торможения и выбега. При разгоне (торможении) на КА действует управляющий момент в соответствии с управляющим сигналом, заданным бортовой цифровой вычислительной системой (БЦВС). При выбеге на КА действует момент, определяемый сопротивлением вращению ротора. Напряжение питания подается на КУДМ непосредственно от системы электроснабжения (СЭС) без коммутации на отдельный разъем.

Включение КУДМ осуществляется в два этапа. Сначала при подаче напряжения питания включаются модули оконечного устройства (ОУ) в ЭП, после чего КУДМ готов к приему управляющих кодовых сигналов из БЦВС. Включение и отключение модулей ОУ осуществ-

вляется одновременно через коммутатор по команде БЦВС. На втором этапе производится выбор и включение КУ по командам из БЦВС. При этом включается либо основной, либо резервный БУД выбранного КУ. Затем в соответствии с выдаваемыми БЦВС управляющими кодами задается требуемое значение управляющего момента для всех включенных КУ. Управляющий момент, действующий на корпус КА, создается не позднее чем через 0,3 сек после получения КУДМ управляющего кода. При нулевых значениях управляющего кода роторы ДМ переходят в режим выбега.

Обмен информацией между КУДМ и БЦВС осуществляется с использованием магистрального последовательного интерфейса по ГОСТ Р 52070-2003 [8] в соответствии с протоколом электрического и информационного взаимодействия между КУДМ и БЦВС. Основные технические характеристики КУДМ приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Наименование параметра	Значение
Кинетический момент ДМ, в пределах	$\pm(18...19,8)$ Н·м·с
Максимальный управляющий момент	$\pm 0,2$ Н·м
Минимальный управляющий момент	$\pm 0,001$ Н·м
Максимальный момент сопротивления	0,023 Н·м
Потребляемая мощность одного КУ при частоте вращения ротора 4000 об/мин и управляющем моменте 0,1 Н·м, не более	83 Вт
Потребляемая мощность одного КУ при частоте вращения ротора 0 об/мин и управляющем моменте 0 Н·м, не более	8 Вт

Двигатель-маховик предназначен для создания управляющих моментов по оси ротора. ДМ выполнен из унифицированных модульных узлов:

- ротора;

- корпуса с крепежным фланцем;
- защитного кожуха;
- двух радиально-упорных шарикоподшипников (ШП);
- бесконтактного двигателя постоянного тока с датчиком положения ротора (ДПР);
- двух динамических узлов подпитки ШП маслом;
- датчика температуры ШП;
- кабеля с вилкой.

ДМ представляет собой ротор (маховик) с жестко закрепленной осью вращения. ДМ приводится в движение БДПТ, обеспечивающим наилучшие энергетические характеристики прибора в широком диапазоне частот вращения и высокую надежность. Изменение кинетического момента ДМ производится путем изменения частоты вращения ротора. Прибор выполнен реверсивным, чтобы иметь возможность создавать моменты как положительного, так и отрицательного знаков.

В собранном виде ДМ, БДПТ и ДПР представляют собой единую электромеханическую систему, регулировка которой обеспечивает максимальный вращающий момент при заданном энергопотреблении, а также симметричность характеристик при вращении влево и вправо.

Ротор двигателя-маховика установлен на оси, консольно закрепленной в корпусе на скоростных радиально-упорных подшипниках, и приводится во вращение БДПТ, установленным по оси ротора маховика. Для показанного на рис. 4.4 бесконтактного двигателя постоянного тока обмотка статора является трехфазной с соединением фаз в «звезду» без вывода нулевой точки. Для работы с резервным БУД статор имеет резервную обмотку. ДПР предназначен для съема информации об угловом положении ротора, используемой для коммутации фаз двигателя. В качестве датчика положения ротора используется индукционный датчик типа «микросин».

Информация об угловой скорости ротора представляет собой последовательность импульсов, частота следования которых пропорциональна скорости. За один оборот ротора с ДПР снимается 48 импульсов.

Подвод электрического питания на двигатель, съём информации о скорости вращения ротора и температуре ШП-узлов осуществляется через разъем, который устанавливается на корпусе ДМ.

Электронный прибор обеспечивает:

- управление четырьмя ДМ по кодовым сигналам, передаваемым из БЦВС по мультиплексному каналу обмена (МКО);
- передачу в БЦВС по МКО информации о скорости и токе двигателей ДМ и об исправности УДМ;
- формирование телеметрической информации и передачу ее в систему телеметрической информации (СТИ).

Электронный прибор состоит из контроллера и четырех каналов управления ДМ, каждый из которых состоит из основного и резервного блока управления двигателем. Контроллер содержит два дублированных приемопередающих устройства (ППУ), два модуля резервированного ОУ (ОУ1 и ОУ2), включающего кодер/декодер, три выполненных на базе микропроцессоров адаптера обмена (АО1...АО3) (троированный канал), обеспечивающих выдачу и прием информации из КУ, восемь контроллеров БУД (по количеству БУД), производящих необходимую обработку информации, поступающей в блоки БУД и выдаваемой из них.

Блок управления двигателем предназначен для:

- приема из контроллера команд на включение (отключение) двигателя-маховика и кода заданного управляющего момента;
- выдачи в контроллер кода и знака средней скорости, кода тока двигателя, признака неисправности канала УДМ по несоответствию фактического значения момента заданному;
- формирования в обмотках двигателя тока, соответствующего заданному моменту с определенной дискретностью;
- коррекции тока ДМ с целью учета влияния на суммарный момент момента сопротивления двигателя, изменения сдвига угла коммутации фаз и других факторов, влияющих на управляющий момент;
- контроля соответствия фактического значения управляющего момента заданному по информации о скорости вращения и выработки признака неисправности УДМ по управляющему моменту;

– контроля соответствия фактического значения тока двигателя заданному с учетом поправок и выработки признака неисправности УДМ по току.

Функциональная схема блока БУД приведена на рис. 4.5. В состав БУД входят счетчик импульсов (СЧИ), цифроаналоговый преобразователь (ЦАП), усилитель обратной связи (УОС), широтно-импульсный модулятор (ШИМ), датчик тока (ДТ), коммутатор (К), формирователь импульсов (ФИ), двигатель-маховик (ДМ), вторичный источник питания (ВИП).

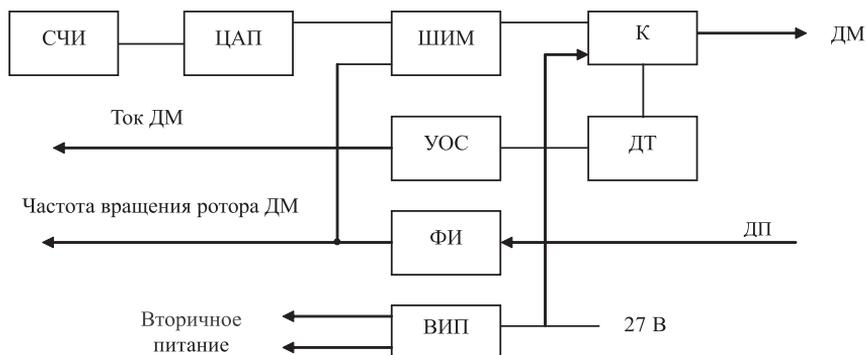


Рис. 4.5 Функциональная схема БУД

Каждый БУД обеспечивает регулирование тока в диапазоне от 0 до максимума (3,2 А). Предусмотрена одновременная работа основного и резервного каналов одного УДМ. При этом суммарный ток двигателя изменяется от 0 до 6,4 А.

БУД обеспечивает выдачу в контроллер БУД аналоговой информации (в виде напряжения постоянного тока) о токе двигателя с выхода УОС и информации о скорости вращения ротора в виде последовательности импульсов, формируемых по сигналам с ДПР с помощью ФИ.

В табл. 4.2 приведены основные характеристики и габаритные размеры двигателей-маховиков, разрабатываемых НПП ВНИИЭМ [35].

В табл. 4.2 обозначены: * – проектные данные; напряжение питания – 24...34 В постоянного тока (для ДМ-3 – 12...14 В).

Таблица 4.2

Модель	Потребляемая мощность при управляющем моменте M_y , Вт, не более		Управляющий момент M_y , Н·м, не более	Диапазон изменения кинетического момента, Н·м·с, не более	Диапазон изменения частоты вращения, об/мин	Число импульсов на оборот датчика частоты вращения ротора маховика (N)	Масса, кг		Габаритные размеры, мм			
	$M_y = M_{\text{макс}}$	$M_y = 0$					Блок электро-механики	Электронный блок	D x L	A	B	C
ДМ	70	6	0,26	$\pm 19,6$	1100	960	10,5	2,7	390x160	267	168	84
ДМ-1	100	7	0,35	$\pm 29,4$	1200	960	14,0	3,5	390x170	271	181	86
ДМ-2*	75	7	0,1	$\pm 14,0$	3500	36	5,0	2,0	260x150	267	168	84
ДМ-3*	7	1	0,007	$\pm 0,3$	6000	36		0,8	130x70	-	-	-
ДМ-4*	29	5	0,02	$\pm 8,0$	6000	36	3,0	1,0	190x90	200	120	70
ДМ-5*	27	3	0,02	$\pm 1,0$	6000	36		1,5	150x100	-	-	-
ДМ-6*	30	4	0,05	$\pm 5,0$	2500	36		3,8	225x100	-	-	-
ДМ-7*	14	3	0,02	$\pm 0,1$	3000	36		1,5	140x110	-	-	-
ДМ-8*	14	3	0,02	$\pm 0,3$	3000	36		1,7	170x100	-	-	-
ДМ-9*	18	3	0,012	$\pm 4,0$	6000	36		2,6	200x100	-	-	-

Все двигатели-маховики предназначены для эксплуатации электромеханических блоков вне герметичного контейнера КА. ДМ и ДМ-1 имеют конструктивно обособленный электронный блок управления, размещаемый в герметичном приборном контейнере КА. В двигателях-маховиках, предназначенных для малых КА, электромеханический и электронный блоки конструктивно совмещены.

Эти двигатели-маховики имеют цифровой интерфейс (интерфейс сигналов управления ДМ и ДМ-1 – аналоговый). Все двигатели-маховики имеют встроенный датчик частоты вращения ротора, вырабатывающий N импульсов на один оборот ротора маховика. Электронные блоки ДМ, ДМ-1 и ДМ-2 построены по схеме холодного резерва каналов управления. Двигатели-маховики модели ДМ в течение ряда лет успешно эксплуатировались на космических аппаратах «МЕТЕОР-3», «РЕСУРС», «ЭЛЕКТРО» (GOMS) [23,27].

На рис. 4.6 (а, б) показаны комплекты блоков двигателей-маховиков ДМ и ДМ-1.

Двигатель-маховик для космических аппаратов малой массы имеет вид, показанный на рис. 4.7.

На рис. 4.6 и рис. 4.7 введены следующие обозначения:

1 – защитный кожух;

3 – электрический соединитель;

4 – монтажная поверхность;

←→ – направление вектора кинетического момента.

Двигатели-маховики входят в состав систем ориентации и стабилизации спутников типа ГЛОНАСС. Спутник ГЛОНАСС конструктивно состоит из цилиндрического гермоконтейнера с приборным блоком, рамы антенно-фидерных устройств, приборов системы ориентации, панелей солнечных батарей с приводами, блока двигательной установки и жалюзи системы терморегулирования с приводами. Система ориентации и стабилизации обеспечивает успокоение спутника после отделения от средств выведения, начальную ориентацию солнечных батарей на Солнце и продольной оси спутника на Землю, затем ориентацию продольной оси спутника на центр Земли и наце-

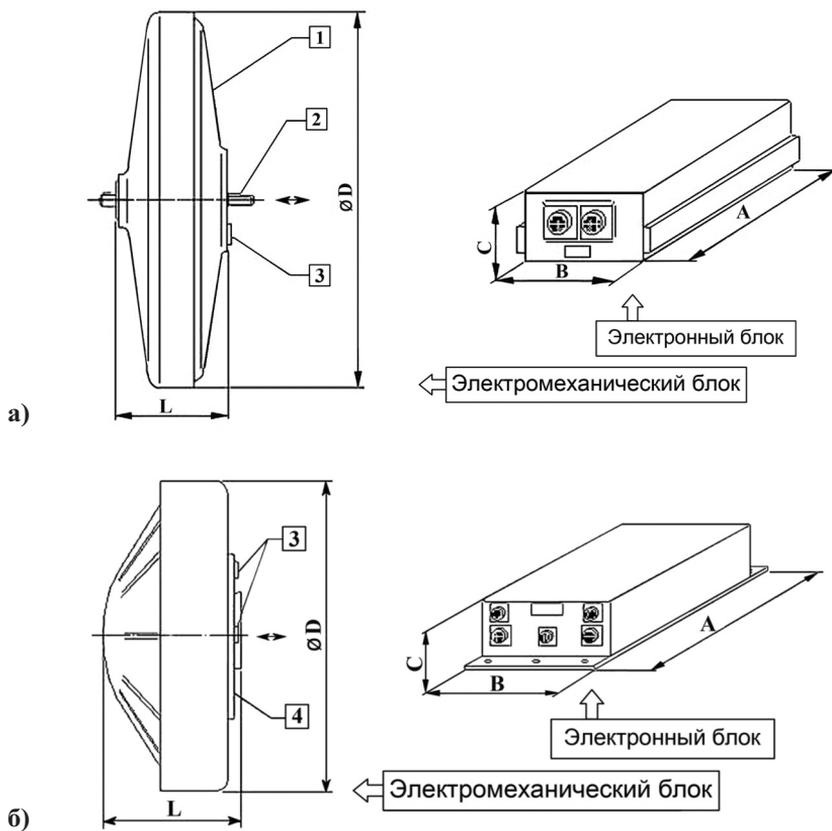


Рис. 4.6 Комплект блоков двигателей-маховиков

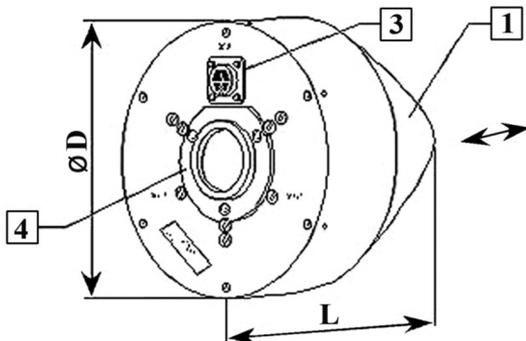


Рис. 4.7 Двигатель-маховик для КА малой массы

ливание солнечных батарей на Солнце, а также стабилизацию спутника в процессе коррекции орбиты. Для минимизации возмущений на движение центра масс спутника разгрузка двигателей-маховиков производится с помощью магнитопровода.

В режиме начальной ориентации на Солнце с помощью управляющих двигателей-маховиков осуществляется разворот спутника относительно его продольной оси до появления Солнца в поле зрения прибора ориентации на Солнце, который установлен на панели солнечных батарей. Режим ориентации на Землю начинается из положения ориентации на Солнце путем разворота спутника с помощью двигателей-маховиков вокруг оси, ориентированной на Солнце, до появления Земли в поле зрения прибора ориентации на центр Земли. В штатном режиме с помощью управляющих двигателей-маховиков по сигналам с приборов обеспечивается ориентация оси спутника вместе с антеннами на центр Земли. Ориентация солнечных батарей на Солнце осуществляется по одному каналу путем разворота спутника вместе с солнечными батареями с помощью управляющего двигателя-маховика и разворотов панелей батарей относительно корпуса спутника по другому каналу с помощью привода вращения солнечных батарей в соответствии с сигналами приборов ориентации на Солнце.

4.3. Системы магнитной разгрузки управляющих двигателей-маховиков

Для разгрузки управляющих двигателей-маховиков, установленных на низкоорбитальных КА, могут применяться электромагниты, создающие при соответствующем управлении ими магнитные моменты, приводящие при взаимодействии с магнитным полем Земли к механическим моментам, действующим на КА.

Выбор магнитов для включения с целью разгрузки КУДМ осуществляет система стабилизации и ориентации (см. раздел 7). При этом учитывается ориентация магнитов (ориентация КА) относительно силовых линий магнитного поля Земли.

Вектор магнитной индукции в проекциях на оси связанной системы координат (ССК) КА может быть определен путем непосред-

ственного измерения с помощью магнитометра (см. раздел 3.5) или расчетным путем с использованием модели магнитного поля Земли, а также текущих координат подспутниковой точки и параметров ориентации КА относительно орбитальной системы координат (ОСК), рассчитываемых на борту, как это реализовано в интегрированной системе управления КА «Монитор-Э».

Комплекс магнитных исполнительных органов разработки НИИ КП (г. Санкт-Петербург) включает в себя три электромагнита, каждый из которых имеет основную и резервную обмотки, намотанные на один общий сердечник, и электронный прибор управления магнитами.

Управление КМИО осуществляется из БЦВС через блок силовой автоматики. Командный сигнал на каждый электромагнит может иметь знак «+» или «-».

КМИО, примененный на КА «Монитор-Э», имеет магнитный момент $50 \text{ А}\cdot\text{м}^2$. Для других КА при необходимости он может быть увеличен до $300\text{-}400 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ (КА «RAMOS»).

Программное обеспечение управления КМИО размещается в БЦВС и в вычислительном ядре (ВЯ) коммутационно-преобразующего устройства (КПУ). Алгоритмы системы управления движением выдают признак разрешения разгрузки в алгоритмы системы стабилизации и ориентации. Алгоритм разгрузки с помощью КМИО передает в алгоритм управления КМИО в БЦВС управляющие сигналы по осям X , Y и Z . Алгоритм управления КМИО также принимает признак включения (выключения) КМИО, формирует управляющее слово КМИО и передает это слово в вычислительную систему (ВС) КПУ. Алгоритм управления КМИО в КПУ формирует три управляющих слова (по осям X , Y и Z) и передает их в ЭП КМИО. КМИО включается, обрабатывает заданные командные сигналы и передает в КПУ информацию о состоянии блоков X , Y и Z .

Алгоритм управления КМИО в БЦВС принимает и анализирует ответные слова КМИО из КПУ для идентификации отказавших блоков комплектов А и Б, оценки готовности и работоспособности КМИО, формирует и передает в алгоритмы ССО и СУД информацию о состоянии КМИО в виде слова исправности. Также алгоритм управ-

ления КМИО в БЦВС формирует и передает в ПО интегрированной системы управления телеметрические параметры.

Для комплекса магнитных исполнительных органов с магнитным моментом ± 300 А·м² габаритно-массовые характеристики имеют следующие значения:

- длина магнитов – 1 м;
- масса каждого магнита – 4 кг;
- электронный прибор имеет габариты 290×180×65;
- масса ЭП – 2 кг;
- общая масса КМИО – 14 кг.

Другим средством магнитной разгрузки УДМ может служить система сброса кинетического момента (ССКМ) разработки НИИ ЭМ (г. Истра). ССКМ включает в себя как магнитные исполнительные органы, так и средства измерения параметров магнитного поля.

Выбор средства магнитной разгрузки (ССКМ, КМИО + магнитометр) для каждого конкретного КА осуществляется исходя из баланса потребных и располагаемых магнитных моментов, возможных ограничений по массе и габаритам, ценовых показателей.

4.4. Газореактивные двигатели

Газореактивные двигатели применяются в системах ориентации больших КА [2, 4]. Однако функции их ограничиваются кратковременной работой для обеспечения особо точной ориентации или коррекции положения КА, подверженного внешним возмущениям. Так, в проекте спутника «АУОС-СМ-КФ» (ГКБ «Южное») [27] для осуществления прецизионной ориентации на Солнце предусмотрена работа специальной газореактивной системы.

В проекте «РЕЗОНАНС» управление угловым движением КА может осуществляться с применением либо реактивных двигателей, работающих на выбросе из сопла азота или аргона, либо реактивных однокомпонентных двигателей, работающих на выбросе из сопла продуктов разложения гидразина, либо электромаховичных исполнительных органов, либо магнитных исполнительных органов, работающих на принципе взаимодействия собственного электромагнитного

поля с магнитным полем Земли. В состав газореактивной системы входят двигатель коррекции траектории и системы (основная и резервная) микродвигателей стабилизации, каждая из которых состоит из 4-х двигателей стабилизации КА в канале крена (моментная схема) и 4-х двигателей стабилизации в каналах тангажа и рыскания (силовая схема).

Каждый двигатель коррекции траектории обеспечивает:

- выдачу удельного импульса,
- взаимное фазирование траекторий нескольких КА относительно друг друга и требуемой силовой линии путем выдачи до 20 м/с характеристической скорости на каждом КА,
- выдачу импульсов коррекции траекторий до 3 м/с ежемесячно для каждого КА (в сумме за 3 года существования до 110 м/с).

Двигатель имеет следующие характеристики:

- рабочее тело – гидразин,
- тяга – 25 Н,
- допуск на тягу ± 5 Н,
- удельная тяга – 220 м/с,
- допуск на удельную тягу ± 5 м/с,
- угловое отклонение вектора тяги от геометрической оси двигателя – 0,5 град,
- точность установки двигателя на корпусе КА – 1 мм,
- расстояние от точки приложения тяги до центра масс КА – 0,5 м.

При массе КА 350 кг данный двигатель будет создавать линейное ускорение в направлении продольной оси $0,0714 \pm 0,014$ м/с².

Микродвигатели стабилизации предназначены для:

- стабилизации углового положения КА,
- создания и ликвидации угловой скорости переориентации,
- «разгрузки» электромаховичных исполнительных органов.

С точки зрения управляемости КА, управляющий момент, создаваемый двигателями стабилизации, по крайней мере, должен превышать возмущающий момент от работы двигателя коррекции с разумным запасом в пределах 1,5...2. То есть управляющий момент

должен составить 1...1,32 Н·м в каналах тангажа и рыскания и не менее 0,01 Н·м в канале крена.

Двигатели такой тяги будут создавать управляющие моменты и соответствующее угловое ускорение

- в канале тангажа – $M_z = 1,2$ Н·м и $A_z = 0,34$ град/с²,
- в канале рыскания – $M_y = 1,2$ Н·м и $A_y = 0,275$ град/с²,
- в канале крена – $M_x = 0,0096$ Н·м и $A_x = 0,00122$ град/с².

Полученные значения угловых ускорений в каналах тангажа и рыскания потребуют повышенного расхода рабочего тела на стабилизацию КА, а в канале крена будет ощущаться недостаточная управляемость КА при переориентациях. Для достижения определенного компромисса между управляемостью и расходом рабочего тела ужесточают технологические требования к точности изготовления КА и двигателей стабилизации:

- при отклонении вектора тяги двигателя коррекции от центра посадочных отверстий – 0,5 мм (вместо 1 мм),
- при точности установки двигателя коррекции на корпусе КА – 0,5 мм (вместо 1 мм),
- при отклонении положения центра масс КА от продольной оси – 5 мм (вместо 20 мм).

Выбранная таким образом тяга двигателей стабилизации обеспечивает несколько повышенный расход рабочего тела, но достаточную управляемость КА при работе двигателя коррекции и хорошую управляемость КА в режиме переориентаций и поисковых движений при восстановлении трехосной ориентации.

4.5. Магнитные исполнительные органы

Как указывалось выше, наиболее предпочтительная для малого спутника система ориентации определяется требованиями к его угловому движению и к его массово-габаритным параметрам и энергетическим возможностям. Если возможности установки активных исполнительных органов и датчиков ориентации наряду с вычислителем и запасом энергии отсутствуют, то наиболее подходящим претен-

дентом является пассивная магнитная система ориентации. Одним из возможных вариантов такой системы является система, состоящая из постоянного магнита, обеспечивающего восстанавливающий момент, и гистерезисных стержней, установка которых решает проблему рассеяния энергии возмущенного движения спутника относительно его центра масс.

При размещении элементов системы в теле спутника необходимо учитывать взаимное размагничивание гистерезисных стержней и влияние поля постоянного магнита, из-за которого возможен сдвиг рабочей точки стержня, и, как следствие, ухудшение его демпфирующих свойств. В отличие от постоянного магнита, эффективность работы которого практически пропорциональна величине его дипольного момента, эффективность стержней (способность демпфировать начальное движение и вносить минимальные возмущения в установившееся движение спутника) определяется их объемом, используемым материалом, схемой размещения, способом термообработки и в значительной мере их удлинением.

Одной из тенденций совершенствования исполнительных органов систем стабилизации и ориентации КА является применение комплексных систем ориентации. Так, ориентацию обитаемого модуль-корабля для экспедиции на Марс планируется производить (для надежности) двумя способами: с помощью гиродинов или с использованием ионных двигателей.

Для микро- и наноспутников перспективным является использование систем гравитационной стабилизации, где в качестве стабилизаторов вместо жесткой гравитационной штанги применяются гибкие протяженные элементы: тросы, ленты. Введение таких элементов позволяет снизить стоимость системы стабилизации и уменьшить массу КА, что особенно важно для малых КА.

Еще одним перспективным направлением, способным обеспечить точную стабилизацию концевых тел космических тросовых систем, является разработка активной системы стабилизации с использованием реактивных микродвигателей. Предполагается, что реактивные микродвигатели найдут широкое применение также при создании средств ориентации малогабаритных спутников.

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ АСТРОДАТЧИКОВ

Методы определения местоположения по звездам известны с древнейших времен. Наблюдая известные звезды с помощью секстанта, ориентированного известным образом относительно местного горизонта и Севера (отвес, магнитный компас), и зная текущее время по часам, наши предки умели определять широту и долготу местонахождения своего корабля в открытом море.

В течение последних десятилетий методы астроопределений широко распространились в сфере не только морской, но и авиационной навигации. Созданы астроинерциальные системы навигации, позволяющие осуществлять высокоточную астрокоррекцию навигационных параметров, определяемых с помощью инерциальных средств.

В ракетно-космической технике получили широкое применение астроприборы, используемые для коррекции параметров текущей ориентации космического аппарата, определяемых инерциальными приборами.

В бортовых системах управления (БСУ), создаваемых МОКБ «Марс», активно используются астродатчики типа АД-1 собственной разработки. Чувствительным элементом АД является ПЗС-матрица. В состав АД входят оптическая система, блоки электроники, включающие цифровой вычислитель, а также защитная бленда, предотвращающая попадание в объектив прямых и отраженных солнечных лучей в конусе, охватывающем угловое поле зрения АД с необходимым запасом.

Выходными параметрами прибора являются координаты световых точек («энергетических центров»), фиксируемые на фоточувствительной матрице и пересчитываемые к приборной системе координат (ПСК) АД, материализуемой установочными плоскостями его корпуса.

Поле зрения АД-1 составляет $12^\circ \times 12^\circ$, его чувствительность позволяет индцировать звезды до 6-й звездной величины. Периодичность обновления данных – 2 сек.

Дальнейшая обработка информации АД производится в бортовой цифровой вычислительной системе (БЦВС) системы управления.

Важнейшей функцией соответствующего фрагмента программного обеспечения (ПО) БЦВС является опознавание звезд (часть энергетических центров может оказаться ложными звездами – бликами от посторонних частиц, «пузырьками» в стекле объектива и т.п.), неразрывно связанная с функцией определения ориентации по данным АД. Фундаментом для выполнения этих функций является каталог звезд, хранимый в памяти БЦВС. Каталог содержит координаты (направляющие косинусы) звезд и ограничен по объему звездной величиной, определяемой чувствительностью АД.

Задача определения ориентации КА в инерциальном пространстве сводится к определению взаимного положения двух ортогональных трехгранников: связанного с КА (связанная система координат – ССК) и определяющего базовую инерциальную систему координат (ИСК) (см. приложение I).

Взаимное положение двух трехгранников может быть определено с помощью трех углов поворота (углы Эйлера, Эйлера – Крылова). Они, однако, обладают существенным недостатком: для одного из углов, равного 90° , два других теряют смысл и становятся неопределенными.

В качестве параметров ориентации можно взять девять элементов матрицы направляющих косинусов ортов (единичных векторов) одного трехгранника относительно системы координат, связанных с другим трехгранником. Такая матрица не имеет особенностей и может быть посчитана для любых взаимных ориентаций двух трехгранников. Из девяти элементов независимыми будут только три, поскольку в силу ортогональности матрицы имеют место шесть известных уравнений связи между этими элементами. Однако в вычислительных процедурах в БЦВС необходимо помнить и использовать все девять элементов, что требует значительного расхода ресурсов (памяти, времени).

Наиболее удобным при машинной реализации является математический объект, называемый кватернионом (см. Приложение I), характеризующий вектор поворота одного трехгранника относительно другого и включающий четыре элемента. Первый из них определяет модуль вектора поворота, а три других – ориентацию этого вектора относительно базового трехгранника.

В качестве базовой инерциальной системы координат, в которой, в частности, зафиксированы координаты звезд в астрономических каталогах, используется инерциальная геоцентрическая система координат (ИГСК). Точное определение ИГСК содержится в документе «ПЗ-90» (ПЗ – параметры Земли), выпущенном топографическим управлением МО РФ и имеющем статус государственного стандарта.

Одна из осей ИГСК направлена по оси вращения Земли в сторону Северного полюса, вторая лежит в плоскости земного экватора и направлена в точку весеннего равноденствия, третья дополняет систему координат до правой (рис. 5.1).

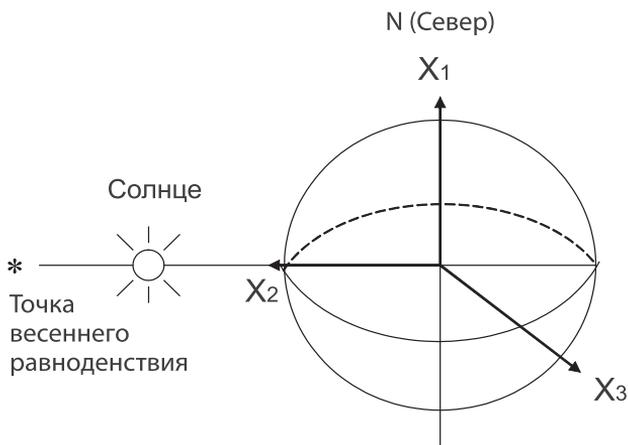


Рис. 5.1 Ориентация ИГСК относительно Солнца в полночь 21/22 марта (весеннее равноденствие)

Поскольку ось вращения Земли не сохраняет во времени свою ориентацию в инерциальном пространстве, а процессы прецессии и нутации земной оси описываются известными соотношениями, за основу принимается положение этой системы координат на конкретный момент времени. Этот момент называется «эпохой». В настоящее время за «эпоху» принимается положение, имевшее место в полночь на 1 января 2000 года, и называется «эпохой 2000 года» (международное обозначение – J2000).

Задачи опознавания звезд и определения ориентации по данным АД в разработках МОКБ «Марс» решаются в четырех вариантах.

1. Вариант «Коррекция параметров ориентации КА, полученных интегрированием показаний гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС)».

В этом случае алгоритмы обработки информации АД, располагая априорной информацией об ориентации КА (а следовательно, и ПСК АД), обращаются к фрагменту звездного каталога, соответствующему тому участку звездного неба, который может попасть в зону наблюдения АД.

Далее сопоставляются угловые расстояния между энергетическими центрами, индицируемыми АД, и угловые расстояния между звездами, попавшими в выбранный фрагмент каталога (с допуском на инструментальную погрешность АД). Тем самым идентифицируются наблюдаемые звезды и отсеиваются объекты, не являющиеся звездами.

После этого находятся угловые расстояния между координатами звезд, наблюдаемых АД и зафиксированных в «априорной» инерциальной системе координат с одной стороны, и соответствующих звезд из каталога в ИГСК с другой стороны, и по методу наименьших квадратов находится вектор малого поворота от априорной ИСК к ИГСК, то есть вектор коррекции (поправок к априорным, полученным по данным ГИВУС, параметрам ориентации).

Это наиболее «быстрый» вариант, обеспечивающий обновление данных для коррекции параметров ориентации (с учетом располагаемых вычислительных ресурсов БЦВС) с периодичностью 4 сек.

2. Вариант «Астрокоррекция против Солнца».

В этом случае в БЦВС закладывается кодовой командой из наземного комплекса управления (НКУ) вектор направления на Солнце в ИГСК, а алгоритмы управления, определив с помощью солнечных датчиков направление на «реальное» Солнце, разворачивают КА таким образом, чтобы визирная ось включенного для этой цели АД была направлена «против реального Солнца».

В результате алгоритмы обработки информации АД также располагают априорной информацией, но не о полной пространственной

ориентации АД, а лишь об одном направлении в ИСК. В результате работы с выбранным фрагментом каталога производится опознавание звезд и определение матрицы (кватерниона) ориентации КА в ИГСК.

Ввиду недостаточности априорной информации по сравнению с первым вариантом процесс оказывается более длительным.

3. Вариант «Определение ориентации из неизвестного положения».

Здесь априорная информация об ориентации отсутствует вовсе и алгоритмы обработки информации АД вынуждены производить поиск по всему звездному каталогу. С учетом располагаемых вычислительных ресурсов БЦВК определение ориентации занимает еще большее время.

4. Вариант 3 с поддержкой наземного комплекса управления.

Процесс может быть существенно ускорен, если обработка информации производится на мощных вычислительных средствах НКУ по телеметрической информации БЦВС, содержащей данные наблюдений АД (при сохранении при этом стабильной ориентации КА в ИСК).

Полученный путем наземной обработки кватернион ориентации передается на борт КА по кодовой команде. В результате знание ориентации на борту КА восстанавливается.

Все перечисленные варианты использования астроизмерений предполагают наличие в БСУ достоверной информации ГИВУС, имеющего в своем составе четыре измерительных канала. Если же в силу множественных (два и более) отказов измерительных каналов ГИВУС определение полной (трехосной) ориентации КА в ИСК по его данным становится невозможным, возникает необходимость перехода к определению и поддержанию ориентации только по данным АД (режим стабилизации на АД, сокращенно – САД).

Такая задача решается в два этапа:

1. Режим «астроудержания». Используется в случае потери информации о текущей ориентации КА (например после аварийного отключения бортовой аппаратуры) после демпфирования угловой скорости КА с использованием располагаемых данных ГИВУС.

В этом случае фиксируются данные АД, полученные в «первом кадре», а далее путем сравнения с ними данных последующих изме-

рений (без опознавания звезд!) вычисляется отклонение в ориентации КА от первоначального положения, которое поступает в систему стабилизации для непосредственной отработки (приведения к нулю).

2. Полноценное определение ориентации в ИГСК по данным АД – переход в режим САД. При нахождении КА в рабочей ориентации угловые скорости КА невелики, что позволяет системе стабилизации поддерживать заданное положение КА с приемлемой точностью, несмотря на существенно более редкое обновление текущих данных (0,25 Гц против 10 Гц при штатном функционировании с использованием ГИВУС).

Переход в режим САД может быть относительно мягким, если отказ ГИВУС зафиксирован своевременно. Если же процесс идентификации отказа ГИВУС затянулся, возможна потеря ориентации. Именно в этом случае требуется восстановление знания ориентации.

Отдельной задачей является приведение КА в рабочую (орбитальную) ориентацию с использованием только информации АД с непременным учетом возможных засветок АД Солнцем и Луной, затенением их Землей. Эта задача решается во взаимодействии должным образом модифицированного бортового ПО БЦВС и наземного ПО НКУ.

Все описанные выше варианты использования астроизмерений внедрены в разработки МОКБ «Марс» и апробированы на действующих КА «Монитор-Э», «КазСат», «Экспресс-МД1», «КазСат-2», «Электро-Л» и «Спектр-Р».

6. СТРУКТУРА И ТИПОВЫЕ РЕЖИМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Система управления движением (СУД) космического аппарата представляет собой программно-аппаратный комплекс и предназначена для управления движением центра масс. СУД входит в состав функционального программного обеспечения бортовой системы управления (БСУ) и осуществляет управление и координацию подсистем БСУ, а также управляет ориентацией солнечных батарей и остро-направленной антенны. В настоящем разделе основное внимание уделено алгоритмам и программам управления.

6.1. Структура системы управления движением. Основные задачи системы управления движением

Управление режимами функционирования космического аппарата на различных участках полета производится системой управления движением, реализованной в бортовой цифровой вычислительной системе (БЦВС).

СУД решает следующие задачи:

- управление ориентацией КА путем формирования кватерниона заданной ориентации КА в инерциальной системе координат (ИСК) (см. приложение I) для системы стабилизации и ориентации (ССО);
- управление ориентацией остронаправленной антенны (ОНА) путем формирования целеуказания (ЦУ) и признаков режимов для системы управления смежными системами (СУСС);
- управление ориентацией солнечных батарей (СБ) путем формирования целеуказания для СУСС;
- формирование цифровой телеметрической информации (ЦТМИ);
- формирование настраиваемых параметров (НП), используемых алгоритмами СУД;
- контроль состояния КА по информации от смежных подсистем и парирование нештатной ситуации (НШС).

Группы алгоритмов, реализованные в соответствии с задачами СУД, представлены на рис. 6.1.

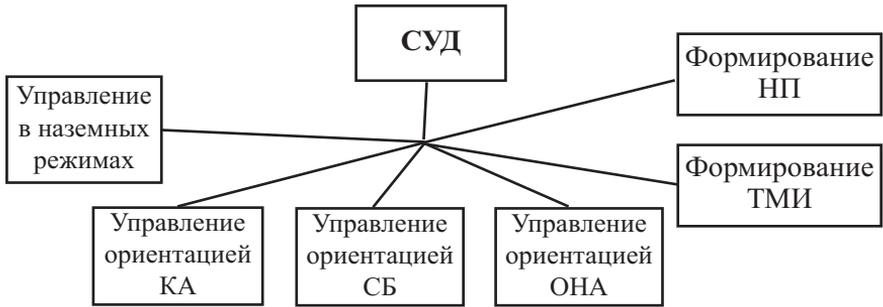


Рис. 6.1 Структура СУД КА. Верхний уровень деления (по функциональному признаку)

При выполнении задач СУД взаимодействует с другими подсистемами (рис. 6.2).

На рисунке 6.2 обозначено:

СУД – система управления движением;

СУ ЦА – система управления целевой аппаратурой;

СИО – система информационного обеспечения;

СУСС – системы управления смежными системами;

ССО – системы стабилизации и ориентации;

СОВП – система организации вычислительного процесса;

БАКИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы.

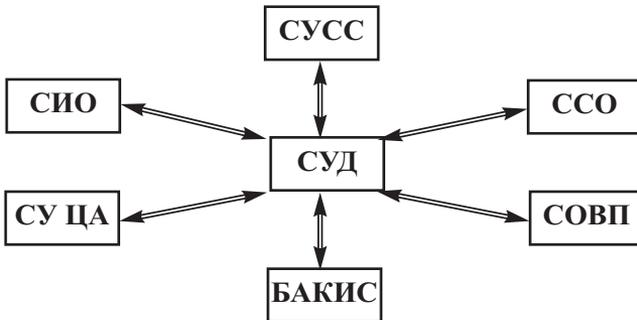


Рис. 6.2 Взаимодействие СУД с другими подсистемами

Система информационного обеспечения (СИО) обеспечивает СУД информацией об ориентации КА с помощью гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС), астродатчика (АД), солнечного датчика положения (СДП) и информацией, необходимой для управления СБ и ОНА. Текущая ориентация КА описывается кватернионом текущей ориентации визирной системы координат КА относительно условной инерциальной системы координат с помощью матрицы преобразования *mort*:

$$\begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix}_{\text{вск}} = \text{mort} \times \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{уиск}}$$

При работе с АД возможна реализация следующих режимов:

- Астрокоррекция параметров ориентации (АКР) одним или двумя АД по совокупности звездных кадров на заданном интервале времени (длительность ~15÷30 мин, выполняется в режиме стабилизации КА в ОСК).

- Промежуточная астрокоррекция параметров ориентации (АКП) одним или двумя АД по совокупности звездных кадров на заданном интервале времени (длительность ~15÷30 мин, выполняется в режиме стабилизации КА в ОСК).

- Астрокоррекция параметров ориентации, а также калибровка дрейфов ГИВУС (АКД) по результатам текущей и предыдущей астрокоррекции (длительность ~15÷30 мин, выполняется в режиме стабилизации КА в орбитальной системе координат (ОСК)).

- Астрокоррекция против Солнца (АКС) по одному звездному кадру, полученному от АД, визирная ось которого направлена против Солнца, измеренного с помощью СДП (длительность ~15÷20 мин, выполняется в режиме стабилизации КА в ИСК). Режим используется при построении орбитальной ориентации на начальном участке полета.

- Астрокоррекция из неопределенной ориентации (АКН) – проведение опознавания звезд при отсутствии априорной информации об ориентации КА и определение ориентации КА по результатам опознавания одного из звездных кадров, полученных от включенных АД

(длительность $\sim 52 \div 104$ мин без «форсажа» опознавания, выполняется в режиме стабилизации КА в ИСК).

– Астроудержание (АУД) – определение ориентации КА относительно некоторого начального положения по данным от включенных АД (выполняется с шагом $\sim 2 \div 4$ сек без опознавания звезд в каждом кадре в режиме стабилизации КА в ИСК или ОСК, а также на фоне медленных разворотов КА $\sim |\omega| < 0,1$ град/сек).

– Стабилизация с использованием АД (САД) – определение ориентации КА по данным от включенного АД в условиях, когда априорная информация об ориентации КА известна с точностью не хуже 1 град (выполняется с шагом $\sim 2 \div 4$ сек в режиме стабилизации КА в ИСК или ОСК, а также на фоне медленных разворотов КА $\sim |\omega| < 0,1$ град/сек).

– Астродиагностика ГИВУС (АДГ) – внеплановый сеанс астроопределения параметров ориентации двумя или одним АД по совокупности звездных кадров на заданном интервале времени для проверки информационной исправности рабочего базиса ориентации СИО (длительность ~ 50 мин, выполняется в режиме стабилизации КА в орбитальной системе координат (ОСК)).

На этапе штатного функционирования при выполнении целевой задачи по полетному заданию (ПЗ) должно быть выполнено не менее 4-х сеансов АКП и 2-х АКД в сутки. Режимы АКП и АКД выполняются на фоне режима инерциальной ориентации (ИНО).

Система стабилизации и ориентации обеспечивает стабилизацию КА в ИСК. Система управления движением в течение всего полета выдает в ССО набор признаков (табл. 6.1), определяющий состояние ССО (рис. 6.3).

Таблица 6.1

Обозначение	Название	Примечание
<i>nrsso</i>	Режим работы ССО	
<i>nusso</i>	Режим управления ССО	
<i>reg_sad_sso</i>	Режим САД	0 – измеритель ГИВУС 1 – измеритель АД
<i>sptpo1/6...11</i>	Коды точности по углам и угловым скоростям	

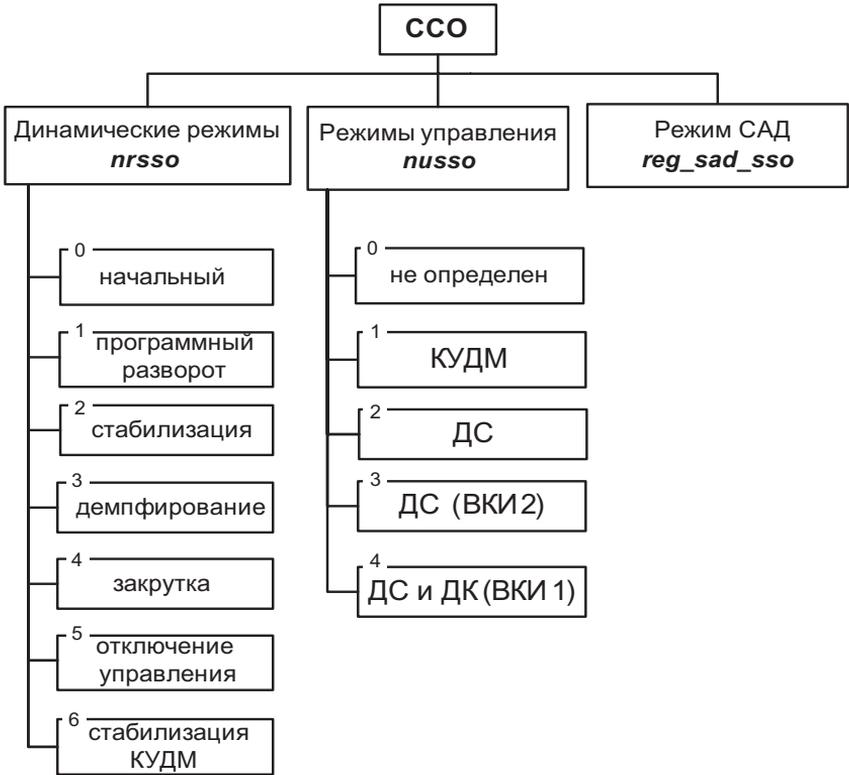


Рис. 6.3 Структура режимов работы ССО

Динамический режим системы стабилизации и ориентации (признак *nrsso*) характеризуется структурой и параметрами контура ССО. ССО реализует следующие динамические режимы:

1. Режим программного разворота (*nrsso* = 1) – в этом режиме ССО обрабатывает программные развороты, задаваемые СУД через программную скорость и программный кватернион ориентации.

2. Режим стабилизации (*nrsso* = 2) – в этом режиме ССО осуществляет стабилизацию ориентации в ИСК, задаваемой СУД с помощью кватерниона заданной ориентации. Перевод ССО из режима программного разворота в режим стабилизации производит СУД после отработки программы разворота и успокоения в конечной ориентации.

3. Режим демпфирования ($nrss = 3$) – используется ССО при демпфировании угловых скоростей по всем трем осям связанной системы координат (ССК) до значений, обеспечивающих нормативное начало режима построения солнечной ориентации (ПСО).

4. Режим закрутки ($nrss = 4$) – в этом режиме ССО обеспечивает заданную СУД угловую скорость КА.

5. Режим отключения управления ($nrss = 5$) – в этом режиме ССО не управляет угловым положением КА и производит выключение органов управления (комплекс управляющих двигателей маховиков (КУДМ), двигатель стабилизации (ДС)). Режим используется на начальном этапе при ожидании готовности ГИВУС и ДС, а также в нештатной ситуации, например режим неориентированного полета.

6. Режим стабилизации оборотов КУДМ ($nrss = 6$) – используется на начальном этапе парирования НШС «Интегральный отказ ГИВУС» при полном отсутствии информации об угловом положении и угловой скорости.

Признак режима САД reg_sad_sso формируется СУД в соответствии с циклограммой режима САД после успешного проведения режима астроопределения без априорной информации. При получении признака режима САД система стабилизации и ориентации переходит на использование соответствующих алгоритмов управления.

Используются следующие режимы управления системой стабилизации и ориентации (признак $nusso$):

1. Стабилизация и развороты с использованием КУДМ ($nusso = 1$).

2. Стабилизация и развороты с использованием ДС ($nusso = 2$).

3. Стабилизация с использованием ДС в режиме выдачи координирующего импульса (ВКИ) 2 ($nusso = 3$). В этом режиме стабилизация по оси OX_1 осуществляется отключением одного из ДС, используемых при ВКИ, по осям OY_1 и OZ_1 – включением необходимых ДС.

4. Стабилизация с использованием ДС и ДК в режиме ВКИ1 ($nusso = 4$). В этом режиме по осям OY_1 и OZ_1 стабилизация осуществляется отключением одного из ДК, по оси OX_1 – включением необходимых ДС).

Таблица 6.2

Наименование	Обозначение	Разряды	Код	Режим	Значения
Код точности по углу	<i>ktu</i>	<i>sptpo1</i> /6..8	0 (000)	Грубый	$\nabla\varphi=\nabla\psi=\nabla\nu=3$ град
			1 (001)	Промежуточный	$\nabla\varphi=\nabla\psi=\nabla\nu=1$ град
			2 (010)	Режим ВКИ2 (ДС)	$\nabla\varphi=\nabla\psi=\nabla\nu=8$ сек
			3 (011)	Режим ВКИ1 (ДС + ДК)	$\nabla\varphi=\nabla\psi=\nabla\nu=0,5$ град
			4 (100)	Прецизионный	$\nabla\varphi=\nabla\psi=\nabla\nu=\pm 2,5$ угл.сек
Код точности по угловой скорости	<i>ktw</i>	<i>sptpo1</i> /9..11	0 (000)	Грубый	$\nabla\omega_{x1}=\nabla\omega_{y1}=\nabla\omega_{z1}=0,02$ град/сек
			1 (001)	Промежуточный	$\nabla\omega_{x1}=\nabla\omega_{y1}=\nabla\omega_{z1}=0,01$ град/сек
			2 (010)	Прецизионный	$\nabla\omega_{x1}=5\cdot 10^{-4}$ град/сек; $\nabla\omega_{y1}=2\cdot 10^{-4}$ град/сек; $\nabla\omega_{z1}=2\cdot 10^{-4}$ град/сек

Таблица 6.3

<i>nusso</i>	<i>nrssso</i>	<i>ktu</i>	<i>ktw</i>
1 (КУДМ)	1		2 – конечный разворот 0 – частный разворот
	2	4	2
2 (ДС)	1	1 – конечный разворот 0 – частный разворот	не контролируется
	2	1	не контролируется
	3	не контролируется	не контролируется
		не контролируется	не контролируется
3 (ВКИ2)	2	2	не контролируется
4 (ВКИ1)	2	3	не контролируется

Программная точность выполнения соответствующих конкретной типовой полетной операции – ТПО (за исключением операции «дем-пфирование угловых скоростей») ориентации ($\nabla\varphi_{СПУi}$) и угловой скорости ($\nabla\omega_{СПУi}$) определяется признаками, формируемыми СУД (см. табл. 6.2).

Коды точности, соответствующие конкретной комбинации признаков управления ССО, приведены в табл. 6.3.

Разгрузка КУДМ задается СУД по запросу ССО при наличии разрешения в текущем режиме. Например, при выполнении ПЗ признак разрешения разгрузки содержится в составе параметров ПЗ. Запрос на разгрузку формируется по достижении порогового значения угловой скорости двигателя-маховика (ДМ). Разгрузка КУДМ производится ССО в режиме стабилизации с помощью ДС ($nrsso=2, nusso=2$), при этом на ДМ подается управляющий сигнал, уменьшающий их угловую скорость.

После успешного завершения разгрузки ССО снимает запрос на разгрузку. Далее СУД возвращает ССО в режим стабилизации с помощью КУДМ. Разгрузка может быть прервана СУД в любой момент путем обнуления признака запроса на разгрузку и переводом ССО в режим стабилизации на КУДМ ($nusso=1$). Также разгрузка может быть проведена принудительно при получении соответствующей кодовой команды (КК).

Система управления смежными системами (СУСС) предназначена для осуществления непосредственного управления бортовыми устройствами (измерительными и исполнительными), а также для обеспечения взаимодействия со смежными системами, такими, как система энергоснабжения (СЭС), система обеспечения тепловых режимов (СОТР) и т.д.

Управление основной частью исполнительных и измерительных приборов производится СУСС по указаниям СИО и ССО. Со стороны СУД задается только соответствующий режим работы. Непосредственное взаимодействие СУД и СУСС включает в себя:

– формирование для СУСС целеуказания (заданного угла установки) для солнечных батарей;

- формирование для СУСС команд для управления двигательной установкой (ДУ) в режимах выдачи корректирующего импульса;
- формирование для СУСС параметров управления ОНА (целеуказаний, режимов работы);
- получение от СУСС признаков состояния части аппаратуры бортовой системы управления, в т.ч. признаков состояния ДУ, отказов СОСБ, СЭС с целью обеспечения работы КА в нештатной ситуации.

Взаимодействие с бортовой аппаратурой командно-измерительной системы (БАКИС) осуществляется при помощи передачи командной (ПЗ, КК) информации, полученной от наземного комплекса управления (НКУ), потребителям и передачей телеметрической информации от подсистем БСУ через БАКИС в НКУ.

Система управления движением через БАКИС получает от НКУ массив данных полетного задания, который записывается в специально выделенную область оперативного запоминающего устройства (ОЗУ), одновременно формируя соответствующий признак. Второй вид командной информации, получаемой СУД от БАКИС, – кодовые команды. Они реализуются в виде переменных ОЗУ, которым БАКИС присваивает определенные значения в заданный с НКУ момент времени. По получении кодовой команды СУД должна начать выполнение предписываемых действий. Телеметрическая информация в части СУД формируется системой взаимодействия БАКИС в соответствии с перечнем и передается в НКУ. Она включает в себя признаковые массивы (формируются при обновлении информации), разовые срезы (формируются под управлением СУД в определенные моменты времени), массивы, формируемые с заданной частотой.

Система обеспечения вычислительного процесса (СОВП) предназначена для реализации циклограммы вычислений БЦВС, контроля работоспособности БЦВС и при необходимости проведения операций по восстановлению рабочей конфигурации БЦВС, в частности проведения реконфигурации. В процессе реконфигурации СОВП производит перевод граней бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) или блока управления и контроля (БУК) в/из состояния активных или резервных, что может потребовать определенного времени и в некоторых случаях привести к кратковременному прерыванию вычислительного

процесса. В связи с этим процедура реконфигурации производится только на тех участках полета, когда она минимально влияет на процессы управления, например вне участков разворота. Таким образом, взаимодействие СУД и СОВП заключается в формировании запретов на реконфигурацию на определенных участках полета.

6.2. Управление движением космического аппарата

Структура системы управления движением КА является иерархической (рис. 6.4). Для разработки и анализа соответствующих алгоритмов используются элементы языка графического моделирования UML [5].

Элементарными операциями, которые могут быть реализованы СУД, являются типовые полетные операции, определяющие способ задания ориентации КА, например разворот вокруг заданной оси на заданный угол. ТПО реализуются подсистемой СУД – системой программного управления (СПУ). Последовательности ТПО, реализуемые с целью выполнения какой-либо функциональной задачи, определяют режим работы СУД, например режим построения солнечной ориентации. Все режимы работы СУД реализуются группой алгоритмов-диспетчеров режимов через имеющийся набор ТПО.

Управление переходами СУД в различные режимы осуществляется алгоритмами-диспетчерами управления режимами в зависимости от текущего способа управления режимами СУД, например по циклограмме начального участка или по ПЗ.

6.2.1. Типовые полетные операции

Универсальным элементарным способом задания ориентации КА являются типовые полетные операции системы программного управления. С помощью последовательностей ТПО реализуются все режимы управления, кроме режимов демпфирования и закрутки, подготовительного режима и режима неориентированного полета. ТПО определяет способ задания конечной ориентации КА и способ перехода из начальной ориентации в конечную.

Система программного управления ориентацией КА, являясь подсистемой СУД КА, обеспечивает во взаимодействии с СУД, системой

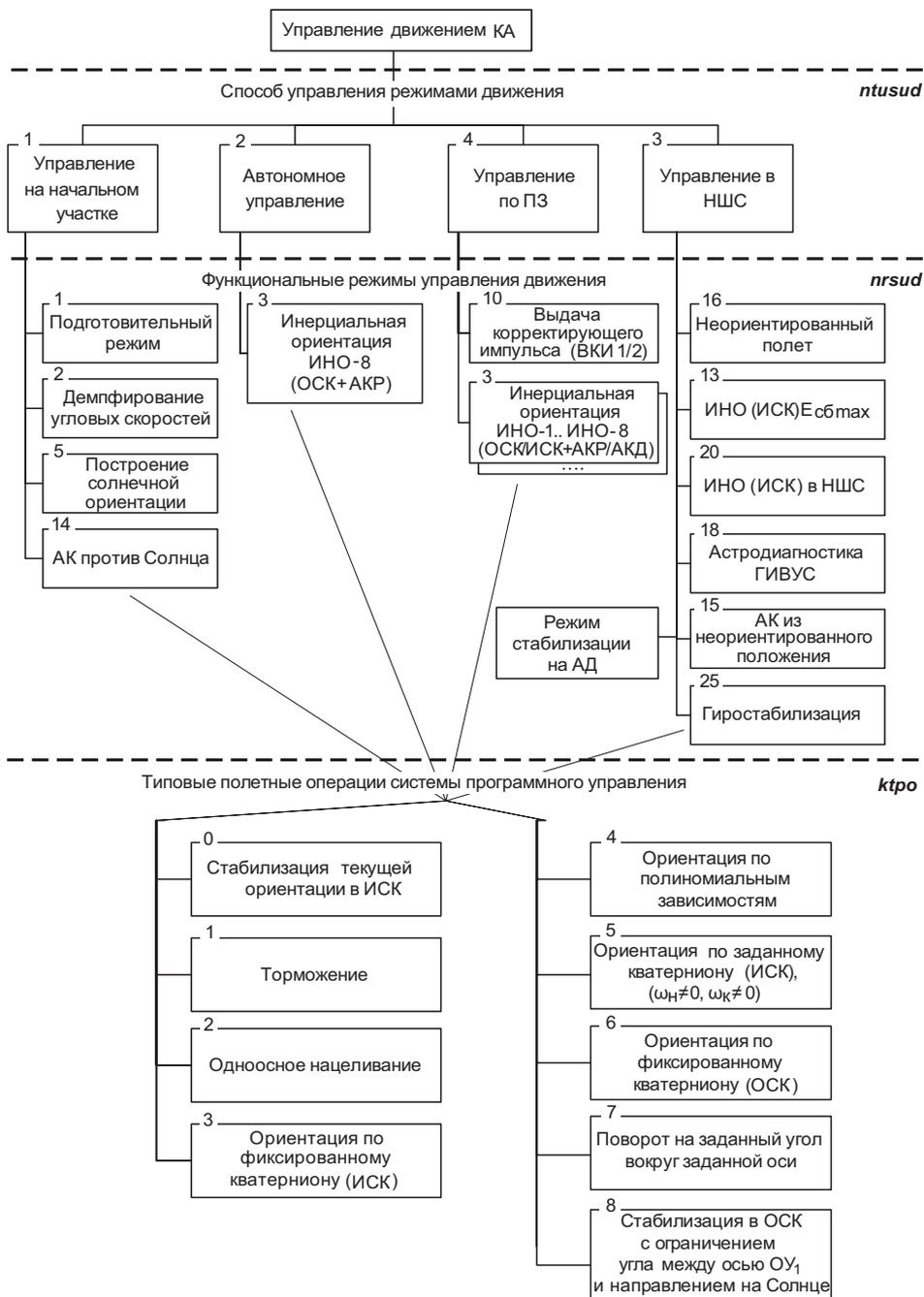


Рис. 6.4 Структура СУД КА. Управление ориентацией КА

стабилизации и ориентации, системой информационного обеспечения выработку программной (задающей) информации для управления ориентацией КА.

Такое построение системы управления ориентацией КА основано на широко распространенном в теории и практике управления динамическими объектами [1, 2, 14, 15] способе декомпозиции общей задачи управления сложными, в общем случае нелинейными и нестационарными, реальными объектами на иерархически организованный ряд существенно более простых частных задач. При этом частные задачи уже могут быть поставлены и решены достаточно строго, с учетом специфических для них критериев и ограничений. В случае адекватного учета вышестоящими в иерархии системы управления звеньями основных динамических и ресурсных характеристик нижестоящих такой подход к формированию системы управления обеспечивает хорошее качество системы в целом.

В рассматриваемом случае управления ориентацией КА решение общей задачи обеспечивается разделением на задачу программного разворота и задачу слежения-стабилизации.

Целью программного управления ориентацией является формирование программной, привязанной ко времени траектории перевода ориентации КА из начальной ориентации в заданную, с учетом начального и заданного конечного вектора угловой скорости. При этом должны соблюдаться заданные ограничения как на программную ориентацию (сформулированные, в случае необходимости, в виде двух конусов относительно некоторой оси ССК), так и на скорость ее изменения. Кроме этого, ограничения распространяются на управление (угловое ускорение) в полученной редуцированной динамической системе, описываемой системой трех скалярных дифференциальных уравнений второго порядка. Основным критерием оптимальности формируемой траектории является минимум времени маневра. Основной выходной программной информацией СПУ для отработки этого маневра посредством ССО являются кватернион программной ориентации в ИСК и вектор программной угловой скорости в ССК.

СПУ реализует следующие «элементарные» типовые полетные операции, характеризующиеся кодом:

ТПО-0 – стабилизация начальной ориентации.

ТПО-1 – торможение (программное демпфирование).

ТПО-2 – нацеливание по вектору (обеспечение ориентации целевой оси, заданной в ВСК), по целевому направлению, заданному в целевой (ИСК или ВСК в зависимости от признака *nck*) системе координат. Начальная и конечная угловые скорости должны быть равны нулю. Формируется один пространственный разворот с постоянной осью вращения.

ТПО-3 – ориентация по фиксированному кватерниону (заданному в ИСК, начальная и конечная угловые скорости должны быть равны нулю). Формируется один пространственный разворот с постоянной осью вращения.

ТПО-4 – ориентация в соответствии с полиномиальными зависимостями по углам Эйлера.

ТПО-5 – ориентация по произвольному (фиксированному или переменному) кватерниону, заданному в ИСК. Начальная скорость произвольная. Целевая – постоянная по величине и направлению. Целевая скорость задана в ИСК. Реализуется посредством от одного до трех пространственных разворотов с постоянной (для каждого) осью вращения.

ТПО-6 – ориентация по кватерниону (фиксированному или незначительно изменяющемуся), заданному в ОСК. Начальная скорость произвольная, конечная (целевая) – постоянная по величине и направлению (или незначительно изменяющаяся), но близкая к орбитальной. Реализуется посредством от одного до трех пространственных разворотов с постоянной (для каждого) осью вращения. Данная ТПО используется для организации режима ИНО со стабилизацией в ОСК.

ТПО-7 – поворот на заданный угол вокруг оси, заданной в целевой системе координат (ИСК или ВСК). Поворот осуществляется в соответствии со знаком заданного угла. Величина заданного угла не должна превышать трех оборотов. Начальная угловая скорость должна быть равна нулю. Формируется один пространственный разворот с постоянной осью вращения.

ТПО-8 – корректировка кватерниона целевой ориентации в режиме стабилизации с учетом недопустимости засветки радиатора холодильника. Задается автоматически после отработки программного

разворота в ТПО-6 в случае наличия соответствующего признака. Номинальный целевой кватернион задается в ОСК, ограничение целевой ориентации задается значениями синуса и косинуса максимально допустимого угла между осью OY_1 и направлением на Солнце.

ТПО-9 – нацеливание целевой оси КА (заданной в ССК) по переменному целевому направлению в ИСК (определяемому, например, нацеливанием на заданную (фиксированную) точку поверхности Земли) при дополнительном условии (например принадлежность или минимальное отклонение оси OY_1 ССК плоскости экватора с направлением в сторону линейной скорости либо максимизация освещенности солнечных батарей).

ТПО-10 – разгон до заданной скорости – формирование переменной программной ориентации, соответствующей изменению ориентации от начальной (текущей или прошлой программной). При этом программная угловая скорость равномерно изменяется от проекции вектора начальной скорости (текущей или прошлой программной) на вектор заданной до заданной в целевой (ИСК или ССК) системе координат. Условием корректного использования является малость отклонения орта начальной скорости от орта заданной скорости.

Все программные развороты, кроме ТПО-4, формируются как оптимальные по быстродействию с учетом следующих ограничений:

- 1) ограничений на величину угловой скорости;
- 2) ограничений на величину углового ускорения, определяемого эллипсоидом располагаемых ускорений.
- 3) ограничений на угол между осью OY_1 и вектором, направленным на Солнце.

Реализуются два способа соблюдения этих ограничений: ограничение угла при развороте (коррекция траектории разворота путем выполнения промежуточного разворота) и ограничение угла в конечной ориентации (коррекция кватерниона конечной ориентации). При этом как начальная, так и конечная ориентации КА должны удовлетворять указанным ограничениям.

Необходимость соблюдения ограничения в развороте определяется признаком, формирующимся в зависимости от текущего способа

управления режимами СУД и реализованным в виде НП. Ограничения для разворота соблюдаются в режиме автономного управления и при работе по ПЗ.

Необходимость соблюдения ограничения в конечной ориентации определяется признаком, задаваемым в ПЗ, или – при отсутствии ПЗ – признаком из НП в зависимости от способа управления режимами. Ограничение соблюдается в режиме автономного управления.

При отсутствии этого признака предполагается, что начальное и конечное состояния являются допустимыми.

Набор ТПО может быть различен для разных КА в зависимости от требований технического задания на систему управления КА.

Некоторые варианты использования ТПО СПУ в СУД:

– ТПО-1 может быть альтернативой демпфированию (средствами ССО) в случае ненулевой текущей скорости перед задействованием ТПО-2, 3, 7;

– ТПО-2 используется при проведении режима АКС;

– ТПО-5 используется в режиме ПСО на этапе «приведения Солнца» в центр СДП. Кроме этого, ТПО-5 может являться альтернативой связке ТПО-1 – ТПО-3 в случае ненулевой начальной (текущей) скорости.

– ТПО-6 предназначена для реализации штатного режима работы – поддержания ориентации, заданной в ОСК.

– ТПО-7 используется в ПСО на этапе поиска Солнца, также может использоваться, например, для проведения юстировки целевой аппаратуры.

Вследствие зависимости в рассматриваемой системе располагаемых (предельно реализуемых) угловых ускорений, в частности от мгновенной ориентации в ССК оси поворота, что обусловлено различием развиваемых управляющих моментов и моментов инерции по связанным осям КА, получение близкого к оптимальному по быстродействию решения даже в редуцированной системе является в общем случае нетривиальной задачей. Поэтому в качестве следующего этапа упрощения исходной задачи принято ограничение множества решений классом последовательных, оптимальных по быстродействию раз-

воротов с постоянной для каждого ориентацией оси поворота. В этом случае произвольная переориентация с учетом ограничений на ориентацию может быть осуществлена не более чем за четыре последовательных разворота, каждый из которых описывается скалярным дифференциальным уравнением второго порядка с постоянным ограничением на управление. При этом ограничение углового ускорения для каждого разворота определяется эллипсоидом располагаемых в ССК ускорений и ориентацией оси вращения. Специфической особенностью решения этих уравнений является необходимость учета периодического характера вращательного движения и, в общем случае, ненулевых краевых условий по угловой скорости. Предварительно должна быть решена задача определения краевых условий для каждого из последовательных разворотов, включая, в случае неполного задания, доопределение целевой ориентации, а в некоторых согласованных случаях – и переопределение целевой ориентации, не удовлетворяющей заданным ограничениям.

Решение перечисленных задач осуществляется с использованием аппарата и методов векторной алгебры, алгебры кватернионов, элементов функционального анализа [22].

Система программного управления, например для КА «Электро», выдает программную (задающую) информацию для управления ориентацией спутника, а также для управления солнечными батареями и остронаправленной антенной.

6.2.2. Режимы работы системы управления движением

Режим работы СУД определяется функциональной задачей, решаемой в текущий момент времени (рис. 6.5) [6]. СУД реализует следующие функциональные режимы:

1. *Подготовительный режим.* В этом режиме СУД ожидает готовности ГИВУС и ДС перед началом демпфирования. Управление ориентацией КА не производится.

2. *Демпфирование угловых скоростей.* В этом режиме ССО производит демпфирование угловой скорости КА до величины, обеспечивающей нормативное начало режима ПСО.

3. *Построение солнечной ориентации.* В этом режиме СУД производит построение и поддержание солнечной ориентации по показаниям СДП путем последовательности программных разворотов.

4. *Инерциальная ориентация.* В этом режиме производятся стабилизация и программные развороты КА в инерциальной или в орбитальной системе координат. Режим реализуется с помощью одной из описанных выше типовых полетных операций СПУ и позволяет задавать различные способы задания ориентации КА. Режим ИНО реализуется при автономном управлении режимами СУД или по ПЗ. При реализации режима по ПЗ возможно задание следующих модификаций:

- ИНО-0: стабилизация ориентации КА, имеющейся на момент начала режима (ИСК). ТПО предназначена для использования в НШС. Реализуется через ТПО – 0.

- ИНО-1: торможение – программное уменьшение угловой скорости от текущего значения до нуля. Реализуется через ТПО-1.

- ИНО-2: нацеливание по вектору – обеспечение ориентации целевой оси, заданной в ВСК, по целевому направлению, заданному в целевой (ИСК или ВСК) системе координат. Начальная угловая скорость должна быть равна нулю. Формируется один пространственный разворот с постоянной осью вращения. Реализуется через ТПО-2.

- ИНО-3: ориентация по фиксированному кватерниону, заданному в ИСК или ОСК. Значение кватерниона задается в ПЗ. Переход в заданную ориентацию осуществляется путем программного разворота. В случае если задана ориентация в ИСК, режим реализуется через ТПО-3. Если ориентация задана в ОСК, то через ТПО-6.

С помощью задания соответствующего признака в слове параметров режима возможна замена кватерниона штатной ориентации (см. ИНО-8) на кватернион, заданный в ПЗ (операция используется при выполнении сезонного разворота).

При осуществлении стабилизации в ОСК возможно задание признака соблюдения ограничения на угол между осью Y и направлением на Солнце. В этом случае СУД производит коррекцию заданного кватерниона ориентации с целью соблюдения ограничения по засветке

радиационного холодильника. Программные развороты не проводятся. Режим реализуется через ТПО-6 и ТПО-8.

- ИНО-4: ориентация в соответствии с полиномиальными зависимостями по углам Эйлера. Режим может использоваться при необходимости осуществления разворота по определенной траектории. Реализуется через ТПО-4.

- ИНО-5: ориентация по кватерниону, заданному в ИСК на момент начала режима. Начальная скорость произвольная, целевая – постоянная по величине и направлению. Целевая скорость задана в ИСК или ОСК. Реализуется посредством от одного до трех пространственных разворотов с постоянной (для каждого) осью вращения через ТПО-5.

- ИНО-7: поворот на заданный угол вокруг заданной оси. Ось поворота задается в ИСК или ВСК. Поворот осуществляется в соответствии со знаком заданного угла. Величина заданного угла не превышает трех оборотов. Начальная угловая скорость должна быть равна нулю. Формируется один пространственный разворот с постоянной осью вращения. Реализуется через ТПО СПУ-7.

- ИНО-8: ориентация по штатному кватерниону. В этом режиме в качестве заданного используется кватернион штатной ориентации, значение которого заложено в виде настраиваемого параметра. Изменение значения кватерниона штатной ориентации возможно с помощью задания в ПЗ ИНО-3 (см. выше).

В остальном режим аналогичен режиму ИНО-3. Возможно задание ограничения на угол между осью OY_1 и направлением на Солнце в конечной ориентации.

На фоне режима ИНО реализуются режимы работы с АД (АКР, АКД, АКН).

Выдача корректирующего импульса (ВКИ) – в этом режиме СУД реализует циклограмму выдачи корректирующего импульса в соответствии с циклограммой режима и информацией из ПЗ. Режим является расширением режима ИНО.

Астрокоррекция против Солнца (АКС) – режим предназначен для построения режима ИНО с использованием АД. В этом режиме проводится сеанс астрокоррекции с предварительным разворотом КА в

положение, в котором визирная ось используемого АД направлена в противоположное от Солнца направление.

Астрокоррекция из неориентированного положения (АКН) – режим астрокоррекции из неопределенного положения, предназначенный для использования в НШС при построении ИНО. Для успешного проведения этого режима требуется больше времени, чем для штатного режима АКС.

Неориентированный полет (НОП) – режим работы в НШС, в котором производится отключение контура управления ССО и всех измерительных приборов, за исключением ГИВУС.

Астродиагностика ГИВУС (АДГ) – режим работы с АД, используемый при диагностике ГИВУС.

Гиросtabilизация (ГС) – режим закрутки КА вокруг заданной оси используется в НШС и задействуется по кодовой команде. По достижении заданной скорости КА переводится в режим НОП с выключением ГИВУС.

Режим стабилизации на АД (САД) – режим работы при НШС «Интегральный отказ ГИВУС». В этом режиме для определения текущей ориентации КА используется только информация АД.

Режим ИНО в НШС – модификация режима ИНО, используемая в НШС. В этом режиме производится стабилизация КА в ИСК. Способ задания ориентации (стабилизация текущего или заданного положения) и исполнительные органы (КУДМ или ДС) определяются типом НШС.

Режим ИНО с обеспечением максимального энергопритока ($E_{сб\ max}$) – модификация режима ИНО, используемая при отказе СБ. В этом режиме производится стабилизация в ИСК.

6.2.3. Способы управления режимами системы управления движением

Способ управления режимами СУД зависит от текущего состояния системы и командно-программной информации (КПИ), поступающей с наземного комплекса управления. СУД реализует следующие способы управления режимами:

1. Управление на начальном участке – управление по реализованной алгоритмически циклограмме, определяемой текущим состоянием системы и вводимой с наземного комплекса управления КПИ. Начинается с момента включения системы по КК или автоматически при НШС (см. циклограмму управления КА на начальном участке – рис. 6.6). Заканчивается после успешного проведения режима АКС переходом в режим автономного управления или, в случае возникновения НШС, в соответствии с логикой парирования НШС. Основные решаемые задачи – обеспечение энергопритока и построение ИНО (ОСК).

2. Автономное управление – управление по заложенной в алгоритмах циклограмме. Реализуется в случае отсутствия ПЗ (после отбоя ПЗ или его окончания) или по окончании начального участка. Заключается в периодическом проведении АКР на фоне орбитальной стабилизации в штатной ориентации (ИНО-8). Периодичность проведения АКР и используемые АД определяются настраиваемыми параметрами. Основная решаемая задача – обеспечение автономного функционирования КА в штатной ориентации.

3. Управление по ПЗ – реализация последовательности режимов работы СУД, описанной в ПЗ (см. структуру ПЗ). Обеспечивается прием одного нового ПЗ на фоне выполнения текущего.

4. Управление в НШС – реализация последовательности режимов работы СУД, соответствующей логике работы в НШС (см. перечень НШС в табл. 6.7). Переход в режим управления в НШС производится при обнаружении отказа, требующего прекращения выполнения текущего режима, в т.ч. отбоя ПЗ. Кроме того, режим кратковременно реализуется при отработке КК СУД для обеспечения изменения состояния СУД.

Логика функционирования КА в различных условиях, включающая условия смены режимов работы СУД, способы парирования НШС и т.д., представлена на диаграмме функционирования КА (см. рис. 6.5) и описывается в следующем разделе (6.3.).

Таблица 6.4

Значение параметра КК СУД	Название
5	Режим ПСО
15	Режим АКН
16	Режим НОП
17	Выход из режима НОП
30	Переход в режим автономного управления с летней ориентацией
31	Переход в режим автономного управления с зимней ориентацией
50	Режим САД
51	Выход из режима САД
60	Принудительная разгрузка
100	Отбой ПЗ СУД, ОНА, ЦА, прекращение ЦГ съёмки
101	Перевод ССО в режим «Стаб. КУДМ»
102	Перевод ССО в режим «Стаб. ДС»
110	Отбой ПЗ СУД
111	Отбой ПЗ ОНА1
112	Отбой ПЗ ОНА2
113	Зацикливание ПЗ СУД
114	Отмена зацикливания ПЗ СУД
115	Зацикливание ПЗ ОНА 1
116	Отмена зацикливания ПЗ ОНА1
117	Зацикливание ПЗ ОНА 2
118	Отмена зацикливания ПЗ ОНА2

Таблица 6.5

Кодовая команда	Название	Параметры
1101	Режим ГС	Заданная угловая скорость <i>wspugs</i> [3], (<i>long</i> , 227)
1103	Задать режим ОНА1	Код операции ОНА1 <i>mipsuona1</i> , (<i>unsigned short</i>)
1104	Задать режим ОНА2	Код операции ОНА2 <i>upsuona2</i> , (<i>unsigned short</i>)

Кодовые команды СУД. Управление режимами работы СУД производится с использованием ПЗ и КК. Для управления СУД реализована одна универсальная КК СУД (КК1100), значение параметра которой (*kksuduni*) определяет требуемое действие (табл. 6.4), и три КК с параметрами (табл. 6.5)

Разгрузка КУДМ производится автоматически по запросу ССО или по КК 1100/60. ССО формирует запрос на разгрузку в случае превышения величины угловой скорости КУДМ в режиме стабилизации порогового значения (2000 об/мин) при условии максимальной проекции кинетического момента (КМ) КУДМ на ось OX_1 ВСК. Разгрузка проводится в случае наличия признака разрешения разгрузки в текущем режиме работы СУД. При выполнении ПЗ признак разрешения разгрузки содержится в составе ПЗ для каждого режима СУД. В остальных способах управления СУД признак разрешения разгрузки формируется в соответствии с НП.

Вне зависимости от заданного в НП или ПЗ значения признака разрешения разгрузки на фоне работы целевой аппаратуры и режимов работы с АД разгрузка запрещается автоматически.

При превышении угловой скорости ДМ значения 4000 об/мин в режиме стабилизации формируется запрос на безусловную разгрузку, обрабатываемый СУД независимо от наличия разрешения в текущем режиме.

Управление остронаправленной антенной производится в соответствии с полетным заданием (отдельно для СУ ОНА1 и СУ ОНА2), за исключением участков работы ЦА, НШС и работы по КК. В полетном задании описана временная последовательность типовых операций ОНА (см. табл. 6.6). Полетное задание системы управления ОНА за циклируется аналогично ПЗ СУД.

СУД реализует следующие способы управления солнечными батареями:

- управление по целеуказанию системы информационного обеспечения (СУД рассчитывает заданный угол поворота с использованием орта направления на солнце) с целью обеспечения максимального энергопритока (штатное функционирование);

- задание фиксированного угла поворота СБ – реализуется на начальном участке и в НШС;

- запрет поворота СБ – реализуется во время работы ЦА, проведения режимов работы с АД (кроме режимов АКС и САД), режима ВКИ.

Способ управления СБ определяется текущим режимом работы СУД с учетом признаков из ПЗ.

6.3. Функционирование космического аппарата на различных участках полета

Циклограмма управления СУД КА на начальном участке полета универсальная и реализуется в двух вариантах включения БСУ: первое включение и повторное включение. При повторном включении не производится раскрытие элементов конструкции, прожиг ДС, а также возможно изменение времени получения функциональной готовности ГИВУС и ДС. Управление КА осуществляется в предположении отсутствия информации о направлении на Солнце. Информация, необходимая для начала работы бортового баллистического прогноза, до старта на борт не закладывается.

В процессе реализации данной циклограммы управление осуществляется в условной ИСК. После завершения демпфирования начальных угловых скоростей БСУ проводит операции поиска Солнца с помощью СДП и построения орбитальной ориентации с использова-

Таблица 6.6

№ операции	Название операции	Параметры операции	Примечание
1	Включение СУ ОНА	—	
2	Отключение СУ ОНА	—	
3	Режим слежения	Номер НИПа	Основная операция. На фоне работы ЦА автоматически заменяется на операцию «Отключение управления ОНА»
4	Отключение управления СУ ОНА	—	Используется при необходимости прекращения отработки целеуказания
5	Установка на механические упоры	Номер группы механических упоров	
6	Стоянка под током	—	
7	Установка в заданное положение	Значения углов установки	
8	Развороты в НШС	—	
9	Режим наведения	Значения углов установки	
10	Режим юстировки	—	

нием режима астрокоррекции с разворотом в ориентацию, в которой направление оси визирования астродатчика противоположно направлению на Солнце – режим астрокоррекции против Солнца.

С целью обеспечения режима АКС наземный комплекс управления осуществляет передачу информации, необходимой для расчета бортового баллистического прогноза (БП): текущее время, вектор Солнца в ИСК (вектор «С»), радиус-вектор (R_i) и вектор скорости (V_i) КА.

Циклограмма работы СУД на начальном участке полета представлена на рис. 6.6.

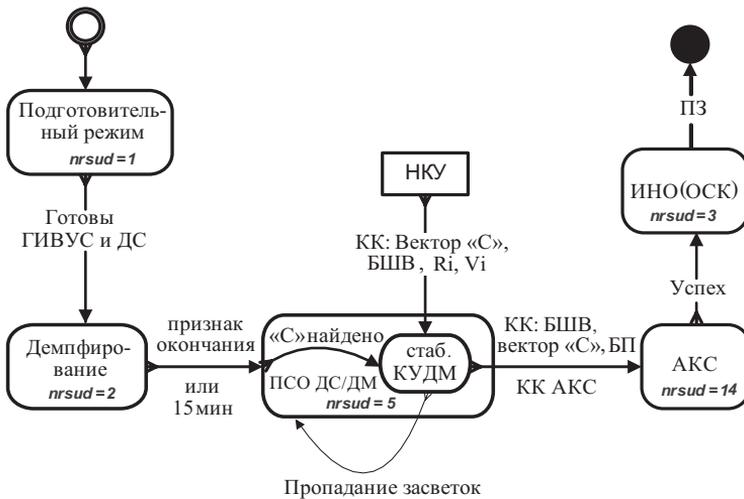


Рис. 6.6 Циклограмма функционирования СУД. Начальный участок полета КА

Начало отработки циклограммы

1. После включения БСУ выполняются следующие действия:

- СУД переходит в подготовительный режим с отключением ССО и ожиданием признаков «Включение ГИВУС завершено» и «Разрешение работы с ДС»;
- ССО не выполняет никаких действий;
- СИО начинает процедуру включения ГИВУС;
- СУСС начинает процедуру включения и подготовки к работе бортовых систем. К подготовительным операциям относятся: раскрытие элементов конструкции, вакуумирование и прожиг ДС.

2. СИО после включения ГИВУС начинает интегрирование его выходных показаний и расчет текущего кватерниона ориентации в условной инерциальной системе координат (начальное значение кватерниона – единичное). Расчет баллистического прогноза СИО не производит.

3. СУСС после завершения процедуры прожига ДС формирует рабочую конфигурацию ДС и выдает в СУД признак «Разрешение работы с ДС». В случае повторного включения прожиг не производится, конфигурация ДС считывается из репрограммируемого запоминающего устройства (РПЗУ).

Режим демпфирования

4. После получения признаков «Включение ГИВУС завершено» и «Разрешение работы с ДС» СУД переходит в режим демпфирования – задает для ССО признаки режима работы «демпфирование» и режима управления «ДС».

5. ССО начинает отработку режима демпфирования начальных угловых скоростей до значений, обеспечивающих нормативное начало режима ПСО.

6. По окончании режима демпфирования (вхождения угловых скоростей в заданную трубку) ССО выдает в СУД признак окончания режима демпфирования.

7. При наличии признака окончания режима демпфирования СУД переходит в режим ПСО ДС.

Режим ПСО

8. В момент начала режима СУД формирует для СИО признак работы с СДП.

При получении от СУД признака работы с СДП СИО производит включение двух СДП.

9. В начале режима поиска Солнца СУД вырабатывает для ССО задание на вращение КА вокруг оси $OX_{\text{пск сдп}}$ (OZ_1) с угловой скоростью $\omega_{\text{пск}}^0 = 0,33$ град/сек.

С целью обеспечения возможности успешного поиска Солнца в случае включения в тени при сохранении работоспособности функционального контроля режима задается 1 оборот, если расчет борто-

вого баллистического прогноза уже начался, и шесть оборотов в противном случае.

В режиме поиска Солнца СУД формирует нулевое целеуказание на СБ (СБ находятся в начальном нулевом положении, при котором нормаль к раскрытым панелям СБ направлена по оси OX_1).

Через 3 секунды после начала режима СУД начинает анализировать информацию от СДП – признаки засветки канала 1 и канала 2.

10. После первого появления и последующего пропадания признака засветки одного из каналов СУД задает для ССО последовательность одноосных разворотов вокруг осей приборной системы координат (ПСК) СДП со скоростью 0,3 град/сек. Обработка этих разворотов обеспечивает такую ориентацию КА, при которой ось визирования СДП направлена по вектору направления на Солнце (Солнце находится в центре поля зрения СДП $5^\circ \times 5^\circ$). При этом СБ оказываются в положении, при котором нормаль к их плоскости отклонена на 10 град от направления на Солнце (в соответствии с ориентацией приборной системой координат СДП).

11. В режиме поиска Солнца СУД производит функциональный контроль (по признакам окончания разворота в соответствии с особенностями конкретного этапа поиска Солнца). Например, если на первом этапе до момента формирования признака окончания разворота признаки засветки каналов СДП не будут сформированы, то СУД выставляет признак интегрального отказа СДП.

12. В момент окончания разворотов по п. 10 СУД формирует признак «Солнце найдено» и переходит к удержанию Солнечной ориентации по показаниям СДП. При этом ССО продолжает реализовывать режим управления «ДС» до получения от СУД признака режима управления «КУДМ».

13. Переход на использование КУДМ производится ССО по получении признака управления от СУД. Признак формирует СУД через 10 мин (НП) после нахождения Солнца или по КК.

14. После построения солнечной ориентации осуществляется непрерывный контроль показаний СДП, и в случае снятия признаков засветки хотя бы одного фотодиода СДП производится допоиск Солнца

путем перезапуска режима ПСО. При наличии признака тени от СИО пропадание признаков с СДП игнорируется, ориентация КА сохраняется.

15. Для начала построения орбитальной ориентации НКУ передает на борт вектор направления на Солнце в ИСК, текущее время, радиус-вектор и вектор скорости КА. До момента начала режима АКС система стабилизации и ориентации должна быть переведена в режим управления «КУДМ» по кодовой команде с НКУ.

После получения данной информации и КК на переход в дежурный режим СУД заканчивает выполнение режима ПСО, снимает для СИО признак включения СДП и переходит в режим астрокоррекции против Солнца.

Режим астрокоррекции против Солнца

16. Для проведения АКС СУД задает разворот КА в ориентацию, при которой ось визирования используемого астродатчика направлена на Солнце, и после его окончания задает для СИО режим АКС. При удачном проведении астрокоррекции СИО определяет ориентацию КА в ИСК, СУД задает штатную ориентацию КА в ОСК, рассчитанную по баллистическому прогнозу, и переходит в режим автономного управления.

17. В случае неудачной астрокоррекции СУД задает проведение коррекции с другим астродатчиком, переориентируя КА соответствующим образом (осью выбранного АД против вектора направления на Солнце). Если все три астрокоррекции будут неуспешными, то СУД задает режим ПСО и ожидает командно-программную информацию от наземного комплекса управления.

6.4. Работа системы управления движением в автономном режиме

При автономном управлении (АУ) СУД реализует режим ИНО со стабилизацией в ОСК. Заданная ориентация соответствует текущему штатному кватерниону ориентации, получившемуся в процессе предыдущего сезонного разворота (в случае перехода в автономный режим после окончания ПЗ) или соответствующему КК (в случае перехода в автономный режим по КК).

В этом случае ограничение на угол между осью OY_1 и направлением на Солнце соблюдается. Сезонный разворот не производится.

В автономном режиме СУД периодически задает АКР в текущей ориентации. При неуспехе астрокоррекции уменьшается интервал их проведения и изменяются номера используемых АД. При непрохождении определенного количества режимов АКР с уменьшенным интервалом КА переводится в режим ПСО.

Периодичность АКР, номера АД и количество попыток АКР являются настраиваемыми параметрами.

Разгрузка КУДМ в режиме автономного управления разрешена, за исключением режима АКР.

Полетное задание БСУ КА, входящее в состав командно-программной информации, задает программы режимов работы подсистем БСУ на определенный интервал времени и состоит из трех частей:

- полетное задание бортовой системы управления (ПЗ БСУ);
- полетное задание телеметрической станции (ПЗ ТМС);
- полетное задание целевой аппаратуры (ПЗ ЦА).

Передача КПИ согласно ПЗ от наземного комплекса управления на борт КА в БЦВС бортовой системы управления осуществляется через БАКИС. В данном пособии рассматривается только ПЗ БСУ.

ПЗ БСУ состоит из трех независимых разделов:

- раздел режимов СУД (ПЗ СУД);
- раздел режимов ОНА1 (ПЗ ОНА1);
- раздел режимов ОНА2 (ПЗ ОНА2).

Считывание параметров разделов ПЗ СУД, ПЗ ОНА1 и ПЗ ОНА2 обеспечивает СУД.

Каждый раздел содержит специальный подраздел, определяющий его структуру и содержащий время начала программы режимов, общее количество режимов и служебную информацию для организации считывания их параметров из ОЗУ.

Раздел режимов СУД содержит параметры, необходимые бортовым программам во время исполнения режима: время окончания режима (отсчитывается от времени начала ПЗ), параметры ориентации,

управления АД, режима ВКИ, определяющие, в том числе, порядок и состав работающих систем.

Разделы режимов ОНА содержат параметры управления ОНА: признаки режимов, целеуказания, временные интервалы реализации режимов.

Алгоритмами системы взаимодействия БАКИС и СУД обеспечивается возможность ввода любого нового раздела ПЗ на фоне выполнения программы режимов, заданной предыдущим ПЗ.

Отработка отдельных разделов ПЗ полностью независима.

Структуру ПЗ и состав параметров режимов подробнее см. «Состав полетного задания БСУ КА».

Выполнение нового ПЗ начинается в момент равенства времени начала ПЗ и текущего значения бортовой шкалы времени (БШВ). СУД начинает выполнение нового ПЗ в следующих случаях:

- если СУД находится в режиме автономного управления;
- если СУД находится в режиме парирования НШС;
- если СУД выполняет старое ПЗ (в этом случае за 1 мин до начала нового ПЗ старое прекращает выполняться).

Выполнение ПЗ может быть зациклено с помощью КК. В этом случае в момент окончания последнего режима по полетному заданию СУД присваивает времени начала ПЗ текущее значение БШВ и обнуляет счетчик режимов, после чего выполнение ПЗ начинается заново. Зацикливание ПЗ может быть отменено по КК.

В ПЗ могут быть заданы следующие режимы работы СУД:

– Режим ИНО с возможностью проведения режимов работы с АД (АКР, АКД, АКН), а также с возможностью запрета разгрузки КУДМ и поворота СБ. Режим реализуется через одну или несколько ТПО в соответствии с заданными в ПЗ параметрами. Тип используемой ТПО определяется составом ПЗ (вариант ИНО).

– Режим ВКИ в разных модификациях реализуется через несколько ТПО.

На рис. 6.7 в качестве примера показан способ описания состава ПЗ с различными вариантами режима ИНО. Эти варианты СУД реализует в управлении ориентацией КА.

ИНО. Слова	ИНО-0	ИНО-1	ИНО-2	ИНО-3	ИНО-4	ИНО-7	ИНО-8
1-е слово	tendsud						
2-е слово	spregsud						
3-е слово	sptpo2pz						
4-е слово	ugsbpbz						
5-е слово							
6-е слово			eb[0]	qzpbz[0]	cgam0	ec[0]	ВКИ**
7-е слово							
8-е слово			eb[1]	qzpbz[1]	cgam1	ec[1]	
9-е слово							
10-е слово			eb[2]	qzpbz[2]	cgam2	ec[2]	
11-е слово							
12-е слово			ec[0]	qzpbz[3]	cgam3	ugrov	
13-е слово				ВКИ**			
14-е слово			ec[1]		cpsio		
15-е слово							
16-е слово			ec[2]		cpsil		
17-е слово							
18-е слово							
19-е слово					cpsl2		
20-е слово							
21-е слово					cpsl3		
22-е слово							
23-е слово					ctet0		
24-е слово							
25-е слово					ctet1		
26-е слово							
27-е слово					ctet2		
28-е слово							
29-е слово					ctet3		
30-е слово					ВКИ**		

ВКИ**:

tvkipz
togn
kvsprd

* - Код ИНО записан в разрядах (5..2) слова **spregsud**.
 ** - параметры режима ВКИ добавляются к параметрам ИНО при **spregsud /0=1**.

Рис. 6.7 Параметры режимов ПЗ СУД

Типовые варианты ПЗ

На рис. 6.8 представлен вариант ПЗ, который может быть использован при штатной работе. ПЗ продолжительностью 12 часов включает в себя режимы АКР и 1 АКД, задаваемые вне сеансов съемки, а также разгрузку, которая может выполняться по КК или в соответствии с признаками, заданными в ПЗ (рис. 6.9). Основными рабочим режимом является ИНО-8.

На рис. 6.10 представлен фрагмент ПЗ с выполнением сезонного разворота.

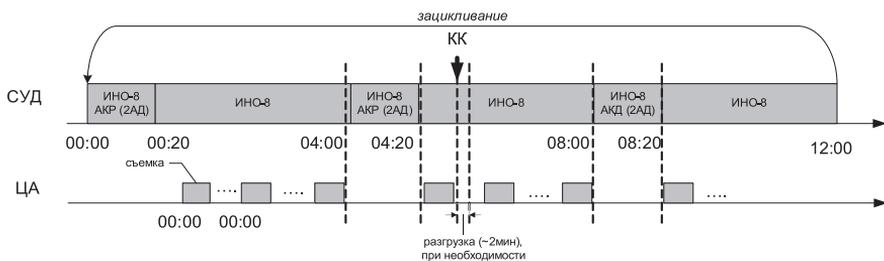


Рис. 6.8 Вариант ПЗ для штатной работы

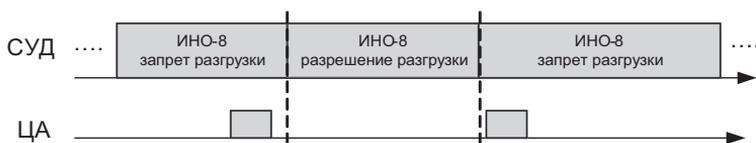


Рис. 6.9 Фрагмент ПЗ с выполнением разгрузки

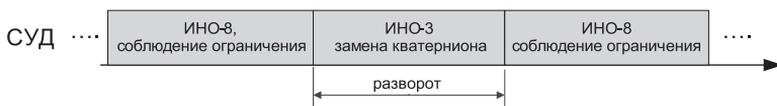


Рис. 6.10 Фрагмент ПЗ с выполнением сезонного разворота

6.5. Работа системы управления движением в нештатных ситуациях

В процессе функционирования космического аппарата СУД производит контроль текущего состояния системы, диагностику и парирование НШС и отказов. Список НШС и действия СУД при возникновении этих НШС представлены в табл. 6.7.

Контроль состояния КА производится аппаратными средствами (аппаратный контроль) или алгоритмическими (функциональный контроль).

В табл. 6.7 выделены следующие типы НШС:

Р – отказ при наличии резерва, не приводящий к изменению режима работы СУД;

Ф – функциональный отказ, парирование которого требует прекращения текущего режима, в т.ч. отбоя ПЗ в части ПЗ СУД, СУ ОНА, ЦА, циклограммы съёмки, выключение ЦА; отбой ПЗ ТМС в тех НШС, где производится отбой ПЗ БСУ (оговорено отдельно).

При возникновении функционального отказа возможны следующие действия:

- переход в режим автономного управления;
- задействование циклограммы начального участка (переход в ПСО);
- переход в режим парирования НШС и задействование специальных режимов (см. рис. 6.3).

В процессе парирования НШС возможно нарушение ограничений по засветке радиационного холодильника (в частности при диагностике ГИВУС). При прекращении текущего режима дается 1 сек на выключение задействованных приборов перед началом выполнения следующего режима в соответствии с логикой парирования НШС.

При возникновении какой-либо из НШС, указанных в табл. 6.7, в ТМИ формируется признак, соответствующий происшедшему отказу (например, «Нарушение стабилизации на ДС», «Отказ СДП» и т.д.), или не формируется признак успеха проводимой операции (например, признак успешного проведения режима АКР). Кроме того, при смене режима СУД или способа управления режимами СУД формируются признаки *nrsud* и *ntusud*.

Таблица 6.7

№ п/п	Отказ/НШС	ТИП НШС	Действия	Способ контроля	Признак в ТМИ	Примечание
1	Отказ 1 ДС в сенсе работы с ДС (нарушение стабилизации на ДС)	Р	В ПСО – ввод горячего резерва	ФК ДС ССО	Нарушение стабилизации на ДС	
		Ф	В остальных режимах: отбой режима → а) АУ, ИНО-8 (КУДМ) б) при наличии признака отказа двух УДМ → НШС, НОП			
2	Отказ ДК в режиме ВКИ1 (нарушение стабилизации на ДК)	Ф	Прекращение режима ВКИ без отбоя ПЗ → стаб. ДС, далее по ЦГ режима	АК ДК СУСС, ФК ДК ССО	Нарушение стабилизации на ДК	
3	Отказ 1 УДМ	Р	Режим сохраняется, автоматически корректируются НП СУД	АК КУДМ СУСС	Отказ одного УДМ	
4	Отказ 2-х УДМ или потеря стабилизации на КУДМ	Ф	Отбой режима, отбой ПЗ ЦА и ЦГ съемки, выключение ЦА → НШС; ИНО (ИСК, ДС)	ФК КУДМ ССО,	Отказ двух УДМ или нарушение стабилизации на КУДМ	Для попытки возврата на КУДМ надо выдать КК снятие отказа КУДМ и КК1100/101

№ п/п	Отказ/НШС	ТИП НШС	Действия	Способ контроля	Признак в ТМИ	Примечание
Измерительная подсистема						
5	Отказ одного измерительного канала ГИВУС	Ф	Отбой режима, отбой ПЗ ЦА и ЦГ съемки, выключение ЦА → АУ → НШС: АДГ → АУ (ИНО-8)	ФК ГИВУС СИО (при работе ДС/ДК – ограниченный)		
6	Отказ более одного ИК ГИВУС (интегральный отказ ГИВУС)	Ф	Отбой режима, отбой ПЗ ЦА и ЦГ съемки, выключение ЦА → САД	ФК ГИВУС СИО (на КУДМ)		
7	Пассивный отказ 1 СДП	Р	Парируется автоматически, на ПСО не отражается	ПОИ СДП	—	
8	Пассивный отказ двух СДП	Ф	Отбой режима → НШС: ИНО (УИСК)	ФК СУД	Отказ СДП	В дальнейшем можно ввести КК1100/15 для АКН или КК1100/5+ КК снятия отказа СДП для рестарта ПСО
9	Неудача в сеансе работы с АД в режиме АКР в АУ	Р	Повтор режима, пять попыток	СИО, контроль режима	нет признака успеха	
		Ф	Неудача всех попыток: отбой режима → НУ: ПСО			

№ п/п	Отказ/НШС	ТИП НШС	Действия	Способ контроля	Признак в ТМИ	Примечание
10	Неудача в сеансе работы с АД в режиме АКС	Р	Повтор режима, три попытки с разными АД	СИО, контроль режима	Нет признака успеха	
		Ф	Неудача всех попыток: отбой режима → НУ; ПСО			
11	Неудача в сеансе работы с АД в режиме АДГ	Р	Повтор режима, две попытки	СИО, контроль режима	Нет признака успеха	
		Ф	Неудача всех попыток: отбой режима → НУ; ПСО			
12	Неудача в сеансе работы с АД в режиме САД	Р	По ЦГ режима	СИО, контроль режима	Нет признака успеха	
СУСС и СЭС						
13	«Ненорма СОСБ»	Ф	Отбой режима, отбой ПЗ БСУ и ЦГ съемки, выключение ЦА, ЦУ на СБ 0° или 90° → НШС: ИНО, ожидание 1800 с → ИНО E _{об.тах} с разворотом КА нормалью СБ на Солнце с учетом засветки радиатора	АК СУСС	Ненорма СОСБ	

№ п/п	Отказ/НШС	ТИП НШС	Действия	Способ контроля	Признак в ТМИ	Примечание
14	«Ненорма СОСБ» + «Отказ СОСБ»	Ф	Отбой режима, отбой ПЗ БСУ и ЦГ съемки, выключение ЦА, ЦУ на СБ 0° или 90° → НШС: ИНО, ожидание 1800 с → ИНО $E_{обт}$ без разворота КА	АК СУСС	Отказ СОСБ	
15	ПБС, U_{min1} , U_{min2}	Ф	Отбой ПЗ БСУ, и циклограммы съемки, выключение ЦА → АУ, ИНО-8	АК СУСС	ПБС, U_{min1}	
Прочее						
16	Потеря стабилизации – в ПСО при поиске Солнца	Ф	Отбой режима → НШС: неориентированный полет	ФК СУД		

7. СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

Система стабилизации и ориентации обеспечивает управление движением космического аппарата вокруг центра масс. Принципы построения и типовые варианты системы стабилизации и ориентации (ССО) КА определяются многообразием исходных данных для различных КА по массово-инерционным характеристикам, параметрам орбиты, применяемым исполнительным и измерительным устройствам.

Требования, предъявляемые к системе стабилизации и ориентации, определяются задачами, которые решает конкретный космический аппарат (дистанционное зондирование Земли, связь, научные наблюдения и т.д.).

Кроме того, параметры систем стабилизации существенно зависят от упругих характеристик КА, аэродинамических и гравитационных возмущений, возмущений от светового давления, нескомпенсированных вращающихся масс и других возмущений. То есть структура и параметры ССО определяются разнообразием вариантов динамических схем и технических требований к системе управления КА [6].

Рассмотрим общие подходы к разработке систем стабилизации и ориентации космического аппарата на примере ССО КА связи, работающего на геостационарной орбите, и КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [21].

7.1. Функциональная схема, режимы работы и состав алгоритмов системы стабилизации и ориентации

В соответствии с требованиями по назначению ССО должна обеспечивать решение следующих задач:

- управление движением вокруг центра масс с помощью комплекса управляющих двигателей-маховиков (КУДМ);
- демпфирование угловых скоростей КА вокруг связанных осей в неориентированном пространственном положении до величины 0,001 град/сек – 0,5 град/сек;
- стабилизация и переориентирование при движении вокруг центра масс;

- «разгрузка» двигателей-маховиков (ДМ) с помощью электро-реактивной двигательной установки (ЭРДУ) или двигательной установки (ДУ) на холодном газе;
- автоматическое парирование отказов или отклонений в процессах управления движением КА, выявленных в результате контроля.

Для обеспечения этих задач ССО работает в следующих режимах:

- гашение начальных угловых скоростей после отделения от ракеты-носителя (РН);
- грубая, точная и прецизионная стабилизация осей связанной системы координат (ССК) космического аппарата относительно программной ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) или в инерциальной системе координат (ИСК) (см. приложение I);
- переориентация осей ССК в заданное положение.

Для решения перечисленных задач необходим следующий состав алгоритмов ССО:

- диспетчеризация задач ССО;
- гашение начальных угловых скоростей;
- формирование управляющих сигналов на КУДМ;
- вторичная обработка информации об угловых скоростях (фильтрация);
- расчет угловых рассогласований между текущей и программной ориентацией ССК в базовой системе координат (БСК);
- вторичная обработка информации об управляющих сигналах (фильтрация);
- расчет гироскопических моментов;
- стабилизация углового положения КА;
- разгрузка КУДМ с помощью стационарных плазменных двигателей (СПД);
- выбор способа разгрузки;
- формирование логики разгрузки;
- формирование управляющих сигналов на СПД;
- формирование сигналов для управления двигательной установкой на холодном газе;

- оценка эффективности разгрузки, полученной в результате работы СПД;
- оценка эффективности разгрузки, полученной в результате работы ДУ на холодном газе;
- функциональный контроль КУДМ;
- ускоренная разгрузка КУДМ;
- формирование цифровой телеметрической информации (ЦТМИ), позволяющей оценить работу ССО и подтвердить выполнение требований к функционированию КА;
- обработка данных полетного задания (ПЗ);
- расчет настроечных параметров ССО;
- диспетчеризация исполнительных органов;
- управление и контроль КУДМ.

Функциональная схема системы стабилизации и ориентации приведена на рис. 7.1, где обозначено:

ИО – исполнительный орган;

СИО – система информационного обеспечения;

СУД – система управления движением;

УДМ – управляющие двигатели-маховики;

ГИВУС – гироскопический измеритель вектора угловой скорости;

НКПА – наземная контрольно-проверочная аппаратура;

$\Delta\alpha_i$ – приращение интегралов от проекций угловой скорости КА за такт обмена, $i = x, y, z$;

$|A_{бск}^{сск}|$ – матрица текущей ориентации связанной системы координат в базовой системе координат;

$P_{баз}$ – признак БСК;

$P_{гот\ гивус}$ – признак функциональной готовности ГИВУС;

$P_{дем}$ – признак окончания демпфирования угловых скоростей;

$|A_{бск}^{пр}|$ – матрица перехода из БСК в программное положение ССК;

ω_{Φ_i} – проекции фильтрованной угловой скорости КА на оси ССК, $i = x, y, z$;

$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – управляющие сигналы по каналам стабилизации;

$\sigma_{1,2,3,4} (\sigma_i)$ – управляющие сигналы на УДМ;

ω_i – угловые скорости роторов УДМ;

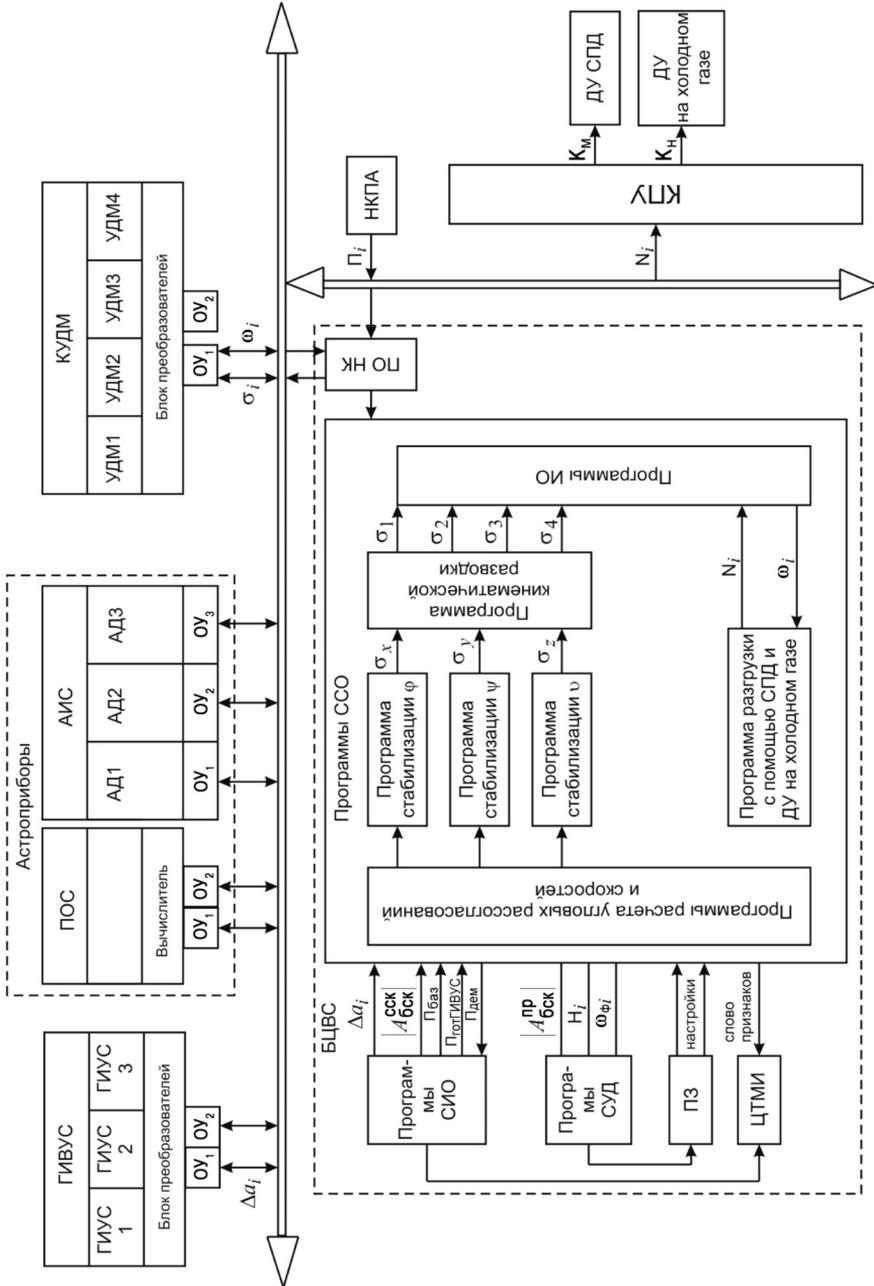


Рис. 7.1 Функционально-структурная схема ССО

- N_i – признаки управления;
 K_M – команды управления ДУ;
 P_i – признаки работы с НКПА.

7.2. Исходные данные для проектирования бортовой системы управления

Основными исходными данными для проектирования бортовой системы управления (БСУ) являются требуемые положения связанных осей КА.

Например, для КА «КазСат» при рабочем функционировании БСУ должна обеспечивать ориентацию и поддержание ориентации связанных осей КА следующим образом:

- ось OX_1 – по направлению в надири;
- ось OY_1 – по вектору орбитальной скорости с предельной погрешностью (3σ) по каждой из осей;
 - по углу крена – не более $0,5^\circ$;
 - по углу курса (тангажа) – не более $0,1^\circ$.

Погрешности определяются точностью угловой ориентации и точностью отработки рассогласований между текущими и программными значениями ориентации.

Требования к динамической погрешности стабилизации КА в ОСК составляют (3σ): по углу крена – 20 угл.мин. ($0,33^\circ$); по углу курса (тангажа) – 4 угл.мин.

Для расчетов системы управления необходимы также технические данные по массово-инерционным характеристикам, характеристикам двигательной установки, по силам и моментам тяговых модулей и газовых двигателей, возмущающим моментам, характеристикам и схемам расположения двигателей-маховиков, упругим характеристикам КА.

7.3. Управляющие и возмущающие моменты

Для рассматриваемого в качестве примера КА «Монитор-Э» исполнительные органы БСУ включают комплекс из четырех управляющих двигателей-маховиков. Двигатели-маховики установлены по схеме «пирамида» с высотой, направленной по оси OZ , и углами $\alpha = 60^\circ$, $\beta = 45^\circ$ (рис. 7.2).

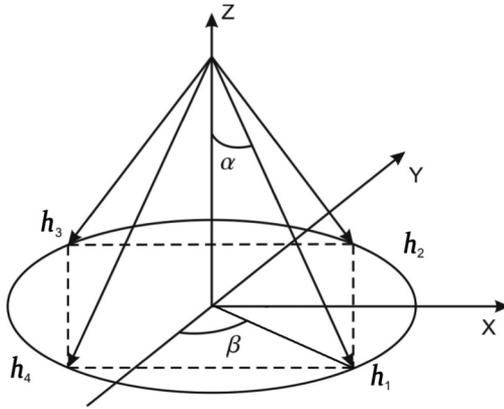


Рис. 7.2 Схема пространственной ориентации осей вращения УДМ

Связь проекций вектора кинетического момента КУДМ (H_i , $i=X, Y, Z$) с векторами кинетических моментов УДМ (h_i , $i=1, 2, 3, 4$) выражается матричным уравнением:

$$\begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} = |A| \begin{pmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \end{pmatrix}$$

где A – матрица косинусов установки УДМов.

Для выбранного варианта установки УДМ матрица A имеет вид

$$A = \begin{pmatrix} 0,6124 & 0,6124 & -0,6124 & -0,6124 \\ -0,6124 & 0,6124 & 0,6124 & -0,6124 \\ -0,5 & -0,5 & -0,5 & -0,5 \end{pmatrix}$$

Для геостационарных КА связи и КА дистанционного зондирования Земли приняты следующие основные характеристики ДМ:

- максимальный кинетический момент каждого УДМ ± 18 Н·м·с $+10\%$;
- максимальный управляющий момент – в пределах $\pm 0,2$ Н·м;
- цена младшего разряда момента управления $0,001$ Н·м;
- частота изменения управляющего кода – не более 10 Гц;
- постоянная времени – не более $0,1$ с.

На участках движения ротора со знакопостоянной угловой скоростью математическую модель управляющего двигателя-маховика,

используемого для КА «Монитор-Э», можно описать следующей системой уравнений:

$$J \begin{pmatrix} \dot{\omega} + \dot{\Omega} \\ \dot{\varphi} \end{pmatrix} = K_d \cdot i \cdot \left(1 + \frac{\cos 48\varphi}{17.5} - \frac{\cos 96\varphi}{71.5} \right) - M_{ст} \cdot \text{sign} \omega - h \cdot \omega - \varepsilon \cdot \omega^{1.5};$$

$$\dot{\varphi} = \omega;$$

$$T \frac{di}{dt} + i = K_y \cdot n,$$

где Ω – проекция угловой скорости объекта на направление оси вращения ротора, фиксированное относительно объекта, с^{-1} ;

ω – угловая скорость вращения ротора относительно объекта, с^{-1} ;

φ – угол поворота ротора;

n – управляющий сигнал (число дискрет младшего разряда в коде заданного управляющего момента);

T – постоянная времени блока управления двигателем, с ;

i – ток, подаваемый в двигатель, А ;

K_y – коэффициент пропорциональности между током в двигателе и управляющим сигналом, А/дискр ;

K_d – коэффициент пропорциональности между моментом, развиваемым двигателем, и током, $\text{Н}\cdot\text{м/А}$;

J – момент инерции ротора, $\text{кг}\cdot\text{м}^2$;

$M_{ст}$ – составляющая момента сопротивления вращению ротора, не зависящая от скорости вращения, $\text{Н}\cdot\text{м}$;

h – коэффициент вязкого трения, $\text{Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$;

ε – коэффициент аэродинамической составляющей момента сопротивления вращению ротора, $\text{Н}\cdot\text{м}\cdot(\text{с})^{1.5}$.

Численные значения технических параметров двигателя-маховика приведены в табл. 7.1.

Таблица 7.1

Обозначение параметра	Размерность	Значение параметра
K_y	А/дискр	0,032
T	с	< 0,1
K_d	$\text{Н}\cdot\text{м/А}$	0,0327
J	$\text{Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2$	0,034

Численные значения технических параметров ГИВУС приведены в табл. 7.2.

Таблица 7.2

Параметр	Размерность	Значение параметра
Шаг квантования выходного сигнала по измерительным осям	угл.с	0,04
Шумовая погрешность (3σ)	угл.с	0,16
Такт обновления информации	с	0,1

Проекция гравитационного момента на оси ССК рассчитывались в соответствии со следующими формулами [10, 14]:

$$M_x^\Gamma = 3 \frac{\mu}{R^3} (J_{zz} - J_{yy}) \beta' \beta'' ;$$

$$M_y^\Gamma = 3 \frac{\mu}{R^3} (J_{xx} - J_{zz}) \beta \beta'' ;$$

$$M_z^\Gamma = 3 \frac{\mu}{R^3} (J_{yy} - J_{xx}) \beta \beta' ,$$

где $\mu = 0,396 \cdot 10^{15} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная;

R – радиус-вектор орбиты;

J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} – главные моменты инерции КА;

β, β', β'' – направляющие косинусы матрицы B ;

$$\begin{vmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{vmatrix} = B \begin{vmatrix} X \\ Y \\ Z \end{vmatrix}; \quad B = \begin{vmatrix} \alpha & \alpha' & \alpha'' \\ \beta & \beta' & \beta'' \\ \gamma & \gamma' & \gamma'' \end{vmatrix}$$

где $OX_oY_oZ_o$ – орбитальная система координат;

$OXYZ$ – связанная система координат.

При расчетах и моделировании динамики КА принимаются максимальные по модулю значения проекции момента силы светового давления на оси ССК, рассчитанные с учетом разбросов:

$$M_x^{\text{СД}} = 1,248 \cdot 10^{-5} \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$M_y^{\text{СД}} = 3,6287 \cdot 10^{-5} \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$M_z^{\text{СД}} = -9,421 \cdot 10^{-6} \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Управляющие и возмущающие силы и моменты тягового модуля (ТМ) рассчитываются в соответствии с формульными зависимостями и значениями технологических погрешностей установки КУДМов.

7.4. Уравнения движения космического аппарата относительно центра масс

Движение КА относительно центра масс описывается системой дифференциальных уравнений Эйлера в проекциях на оси связанной системы координат $OXYZ$:

$$\begin{aligned}
 J_{xx} \dot{\omega}_x - J_{xy} \dot{\omega}_y - J_{xz} \dot{\omega}_z &= -(J_{zz} - J_{yy})\omega_y\omega_z - J_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) - \\
 &- (J_{xy}\omega_z - J_{xz}\omega_y)\omega_x + \sum_1^p M_{xj}^y - \sum_1^n a_{1i}I_i\Omega_i + \sum_1^p M_{xj}^B - \\
 &- \sum_1^n I_i\Omega_i(a_{3i}\omega_y - a_{2i}\omega_z) + \sum_1^p M_{xk}^{\GammaД} + M_x^{\text{СД}} + M_x^{\Gamma} + M_x^{\text{ПП}} - \\
 - J_{xy} \dot{\omega}_x + J_{yy} \dot{\omega}_y - J_{yz} \dot{\omega}_z &= -(J_{xx} - J_{zz})\omega_x\omega_z - J_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) - \\
 &- (J_{yz}\omega_x - J_{xy}\omega_z)\omega_y + \sum_1^p M_{yj}^y - \sum_1^n a_{2i}I_i\Omega_i + \sum_1^p M_{yj}^B - \\
 &- \sum_1^n I_i\Omega_i(a_{1i}\omega_z - a_{3i}\omega_x) + M_y^{\text{СД}} + M_y^{\Gamma} + \sum_1^p M_{yk}^{\GammaД} + M_y^{\text{ПП}} - \\
 - J_{xz} \dot{\omega}_x + J_{yz} \dot{\omega}_y - J_{zz} \dot{\omega}_z &= (J_{xx} - J_{yy})\omega_y\omega_x - J_{yx}(\omega_y^2 - \omega_x^2) - \\
 &- (J_{xz}\omega_y - J_{yz}\omega_x)\omega_z + \sum_1^p M_{zj}^y - \sum_1^n a_{3i}I_i\Omega_i + \sum_1^p M_{zj}^B - \\
 &- \sum_1^n I_i\Omega_i(a_{2i}\omega_z - a_{1i}\omega_x) + M_z^{\text{СД}} + M_z^{\Gamma} + \sum_1^p M_{zk}^{\GammaД} + M_z^{\text{СБ}} + M_z^{\text{ПП}}; \\
 M_z^{\text{СБ}} &= 2R,
 \end{aligned} \tag{7.1}$$

где $J_{xx}, J_{yy}, J_{zz}; J_{xy}, J_{xz}, J_{yz}$ – осевые и центробежные моменты инерции;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции абсолютной угловой скорости вращения изделия на оси $OXYZ$;

$\sum_1^p M_{xj}^y, \sum_1^p M_{yj}^y, \sum_1^p M_{zj}^y, p = 8$ – суммарные проекции на оси $OXYZ$ номинальных моментов, создаваемых ТМ;

$\sum_1^p M_{xj}^B, \sum_1^p M_{yj}^B, \sum_1^p M_{zj}^B, p = 8$ – суммарные проекции на оси $OXYZ$ номинальных моментов ТМ, обусловленных технологическими погрешностями изготовления и монтажа ТМ;

$\sum_1^k M_{xk}^{ГД}, \sum_1^k M_{yk}^{ГД}, \sum_1^k M_{zk}^{ГД}, k = 8$ – суммарные проекции на оси $OXYZ$ моментов газовых двигателей;

$M_x^{СД}, M_y^{СД}, M_z^{СД}$ – проекции на оси $OXYZ$ момента сил светового давления;

$M_x^{ГД}, M_y^{ГД}, M_z^{ГД}$ – проекции на оси $OXYZ$ момента, обусловленного газодинамическими воздействиями струй ТМ;

$M_x^{ПР}, M_y^{ПР}, M_z^{ПР}$ – проекции на оси $OXYZ$ прочих возмущающих моментов (от нескомпенсированных вращающихся масс, от перекалки элементов аппаратуры наблюдения и др.);

$M_z^{СБ}$ – момент от поворота солнечной батареи;

R – реактивный момент одного привода солнечной батареи;

$I_j, j = 1, \dots, 4$ – моменты инерции двигателей-маховиков;

$\Omega_j, j = 1, \dots, 4$ – угловые скорости вращения двигателей-маховиков;

$a_{1j}, a_{2j}, a_{3j}, a_{4j}, j = 1, \dots, 4$ – элементы матрицы установки двигателей-маховиков.

7.5. Уравнения упругих колебаний космического аппарата

При проектировании ССО необходимо учитывать влияние упругости конструкции. ГИВУС, установленный в некотором сечении корпуса КА, регистрирует две составляющие угла поворота этого сечения относительно инерциальной системы координат. Первая составляющая соответствует углу поворота недеформированного корпуса КА (твердого тела), вторая – дополнительному повороту данного сечения,

возникающему в результате изгиба корпуса. Уравнения, учитывающие влияние упругости конструкции, приведены ниже [10]:

$$\begin{aligned} \ddot{q}_n + \varepsilon_n \dot{q}_n + \omega_n^2 q_n &= \sum_{j=1}^P (A p_{kjn} \cdot P_{kj} + B_{Mkj n} \cdot M_{kj}); \\ \vartheta_{\Gamma\Pi} &= \vartheta + \sum_{n=1}^m f_{R_z, \Gamma\Pi} \cdot q_n; & y_{\Gamma\Pi} &= y_{\text{цт}} + \vartheta \cdot x_{\Gamma\Pi} + \sum_{n=1}^m f_{y, \Gamma\Pi} \cdot q_n; \\ \psi_{\Gamma\Pi} &= \psi - \sum_{n=1}^m f_{R_y, \Gamma\Pi} \cdot q_n; & z_{\Gamma\Pi} &= z_{\text{цт}} + \psi \cdot x_{\Gamma\Pi} + \sum_{n=1}^m f_{z, \Gamma\Pi} \cdot q_n; \\ \varphi_{\Gamma\Pi} &= \varphi + \sum_{n=1}^m f_{R_x, \Gamma\Pi} \cdot q_n; & y_{\Gamma\Pi} &= x + \sum_{n=1}^m f_{x, \Gamma\Pi} \cdot q_n, \end{aligned} \quad (7.2)$$

где $k=x, y, z$ – оси КА;

q_n, M – обобщенная координата n -го тона упругих колебаний;

$f_{y, \Gamma\Pi}, f_{z, \Gamma\Pi}, f_{x, \Gamma\Pi}$ – форма n -го тона упругих колебаний в каналах по Y, Z, X в месте установки гиросприбора (ГП);

$f_{R_z, \Gamma\Pi}, f_{R_y, \Gamma\Pi}, f_{R_x, \Gamma\Pi}$ – форма (производная) формы n -го тона упругих колебаний R_z, R_y, R_x в месте установки ГП;

$N=1 \div m$ – число тонов упругих колебаний;

P – число управляющих агрегатов;

P_{kj} – проекция силы на оси координат ($k=x, y, z$), Н;

AP_{kj} – коэффициенты (линейные), учитывающие влияние управляющих агрегатов на упругие колебания ($k=x, y, z$), 1/кг;

M_{kj} – проекция момента на оси координат ($k=x, y, z$), Н·м;

BP_{kj} – коэффициенты (угловые), учитывающие влияние управляющих агрегатов на упругие колебания ($k=x, y, z$), 1/кг;

ϑ, ψ, φ – угловые приращения изделия как твердого тела;

$\vartheta_{\Gamma\Pi}, \psi_{\Gamma\Pi}, \varphi_{\Gamma\Pi}$ – угловые приращения положения упругого изделия в месте установки ГИВУС.

Система уравнений Эйлера (7.1) совместно с системой уравнений (7.2), учитывающих влияние нежесткости конструкции, позволяет построить математическую модель объекта регулирования для проведения анализа устойчивости в частотной и временной областях.

7.6. Анализ устойчивости контуров стабилизации в частотной области

Типовой закон стабилизации КА относительно центра масс с помощью КУДМ имеет вид [10, 14]:

$$\sigma_x = [k_\varphi \Delta\varphi + k_{\omega_x} \Delta\omega_{x1\phi}] W_{\text{пиф}} ;$$

$$\sigma_y = [k_\psi \Delta\psi + k_{\omega_y} \Delta\omega_{y1\phi}] W_{\text{пиф}} ;$$

$$\sigma_z = [k_g \Delta\vartheta + k_{\omega_z} \Delta\omega_{z1\phi}] ,$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – поканальные сигналы управления на КУДМ, Н·м;

k_φ, k_ψ, k_g – передаточные числа по позиционному сигналу, Н·м/град;

$k_{\omega_x}, k_{\omega_y}, k_{\omega_z}$ – передаточные числа по угловым скоростям, Н·м·с/град.

$$\Delta\omega_{i1\phi} = (\omega_{i1} - \omega_{\text{СПУ}i}) W_{\text{фк}} , \quad i = x, y, z$$

ω_{i1} – угловые скорости КА относительно осей ССК, °/с;

$\omega_{\text{СПУ}i}$ – проекции вектора программной угловой скорости на оси ССК °/с, СПУ – система программного управления;

$W_{\text{пиф}}$ – передаточная функция противоизгибного фильтра.

Параметры корректирующих и противоизгибных фильтров определяются по результатам частотных исследований контуров стабилизации каналов крена, курса и тангажа.

Структурная схема контура стабилизации с помощью КУДМ на примере канала крена для проведения частотных исследований дана на рис. 7.3 (угловые координаты приведены в градусах). Для построения областей устойчивости методом D -разбиения в плоскости параметров передаточная функция разомкнутой системы может быть принята в следующем виде [9]:

$$W_{\text{раз}}(z) = D(z)Z(W_{\text{экстр}}(p), W_{\text{непр}}(p)) ,$$

где $W_{\text{экстр}}(p) = \frac{1 - e^{-T_{\text{кв}}p}}{p}$ – передаточная функция экстраполятора;

$W_{\text{непр}}(p) = e^{-p\tau} W_{\text{дв}}(p) W_{\text{гив}}(p) (W_{\text{об}}(p) + W_{\text{изг}}(p))$ – передаточная функция непрерывной части;

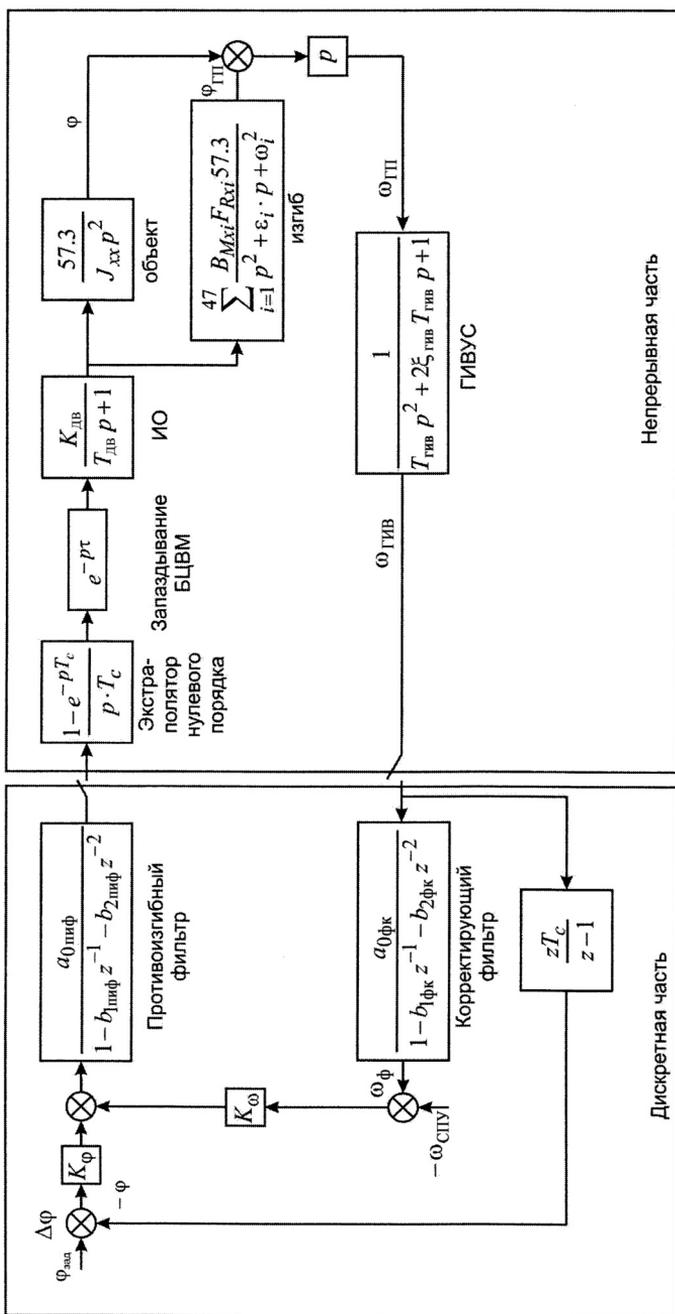


Рис. 7.3 Структурная схема контура стабилизации с помощью КУДМ на примере канала крена для проведения частотных исследований

e^{-pt} – эквивалентное запаздывание, $t = T_{\text{кв}}$, $T_{\text{кв}}$ – период квантования, равен 0,1 с;

$$W_{\text{дв}}(p) = \frac{K_{\text{дв}}}{T_{\text{дв}}p + 1} \text{ – передаточная функция двигателя, } K_{\text{дв}} = 1 \text{ рад/(В·с),}$$

$$T_{\text{дв}} = 0,1 \text{ с;}$$

$$W_{\text{гив}}(p) = \frac{1}{T_{\text{гив}}p^2 + 2\xi_{\text{гив}}T_{\text{гив}}p + 1} \text{ – передаточная функция ГИВУС,}$$

$$T_{\text{гив}} = 0,0159 \text{ с, } \xi_{\text{гив}} = 1;$$

$$W_{\text{об}}(p) = \frac{57,3}{J_{\text{xx}}p^2} + \sum_{i=1}^n \frac{B_{\text{Mxi}}F_{\text{Rxi}}57,3}{p^2 + \varepsilon_i \cdot p + \omega_i^2} \text{ – передаточная функция объек-}$$

та с учетом упругих колебаний,

где n – количество учитываемых тонов упругих колебаний;

$$J_{\text{xx}} \text{ – момент инерции КА, кг·м}^2;$$

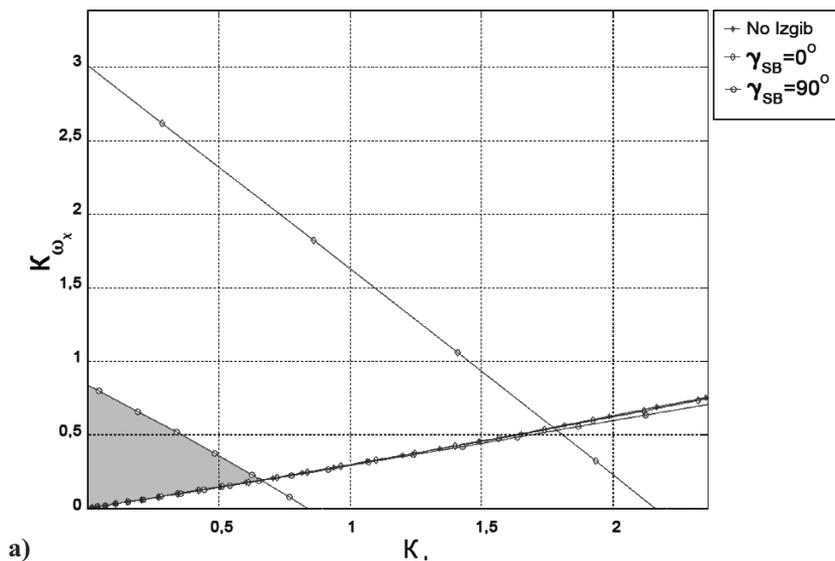
$$\left. \begin{array}{l} B_{\text{Mxi}}, 1/(\text{кг·м}) \\ F_{\text{Rxi}}, 1/\text{м} \\ \varepsilon_i, 1/\text{с} \\ \omega_i^2, 1/\text{с}^2 \end{array} \right\} \text{ – параметры упругих колебаний КА;}$$

$D(z)$ – закон управления для каналов крена, курса и тангажа без учета фильтров:

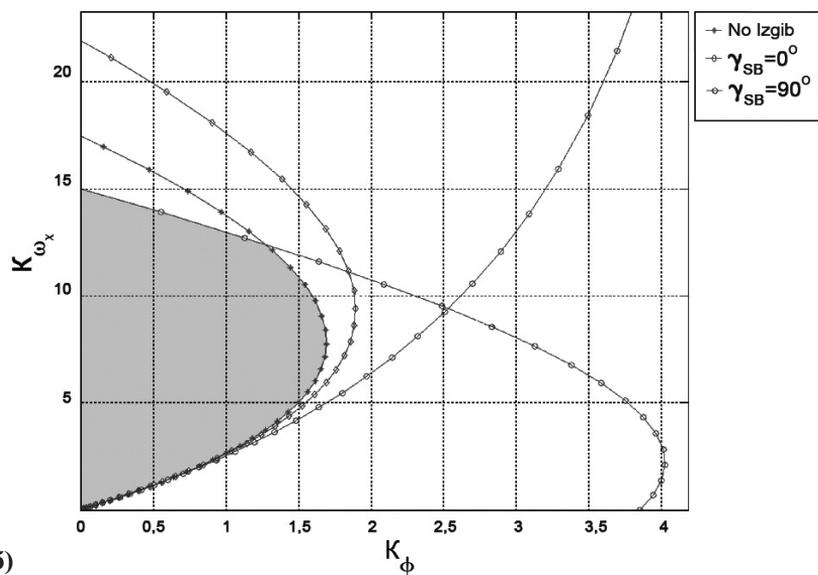
$$D_{\varphi(\psi, \vartheta)}(z) = \left[K_{\varphi(\psi, \vartheta)} \frac{T_{\text{кв}}}{1 - z^{-1}} + K_{\text{ax}(y, z)} \right].$$

Области устойчивости и логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики были построены с использованием пакета расширения Control System Toolbox среды Matlab 6.5.

На рис. 7.4 приведены области устойчивости КА в канале крена при допусках на коэффициент упругости – 40 %, на момент инерции J_{xx} – 15 %. Области устойчивости показаны заливкой. Как следует из рисунков, введение противоизгибного и корректирующего фильтров увеличивает область устойчивости, что обеспечивает возможность выбора передаточных чисел для реализации заданной точности стабилизации. В качестве таких фильтров выбраны фильтры со следующими передаточными функциями в дискретной области [2, 9]:



а)



б)

Рис. 7.4 Область устойчивости:

а – до введения противоизгибного фильтра

б – после введения противоизгибного фильтра

$W_{\Phi_{k_x, y, z}}(z) = \frac{1 - z^{-32}}{32(1 - z^{-1})}$ – рекуррентный фильтр с осреднением по 32 точкам;

$W_{\text{пиф}}(z) = \frac{a_{0\text{пиф}}}{1 - b_{1\text{пиф}}z^{-1} - b_{2\text{пиф}}z^{-2}}$ – противоизгибный фильтр,

где $a_{0\text{пиф}} = \frac{T_{\text{кв}}^2}{T_{\text{кв}}^2 + 2\xi_{\text{пиф}}T_{\text{пиф}}T_{\text{кв}} + T_{\text{пиф}}^2}$;

$b_{1\text{пиф}} = \frac{2\xi_{\text{пиф}}T_{\text{пиф}}T_{\text{кв}} + T_{\text{пиф}}^2}{T_{\text{кв}}^2 + 2\xi_{\text{пиф}}T_{\text{пиф}}T_{\text{кв}} + T_{\text{пиф}}^2}$;

$b_{2\text{пиф}} = \frac{-T_{\text{пиф}}^2}{T_{\text{кв}}^2 + 2\xi_{\text{пиф}}T_{\text{пиф}}T_{\text{кв}} + T_{\text{пиф}}^2}$;

$z = e^{pT}$.

Коэффициенты имеют следующие численные значения:

$T_{\text{кв}} = 0,1$ с – период дискретизации;

$T_{\text{пиф}} = 1,5$ с; $\xi_{\text{пиф}} = 0,6$ с;

$a_{0\text{пиф}} = 0,004098$; $b_{1\text{пиф}} = 1,91803$; $b_{2\text{пиф}} = -0,92213$.

Введение противоизгибного фильтра расширяет области устойчивости в каналах крена и курса до величин, позволяющих выбрать передаточные числа, которые обеспечивают достаточные запасы устойчивости во всем диапазоне частот.

7.7. Демпфирование угловых скоростей после отделения от разгонного блока

БСУ должна обеспечивать демпфирование начальных угловых скоростей КА вокруг связанных осей в неориентированном пространственном положении. Начальные угловые скорости КА определяются угловой скоростью связки (разгонный блок + космический аппарат) к моменту разделения, а также приращением угловой скорости КА от воздействия системы отделения.

Закон управления в режиме демпфирования схематично изображен на рис. 7.5.

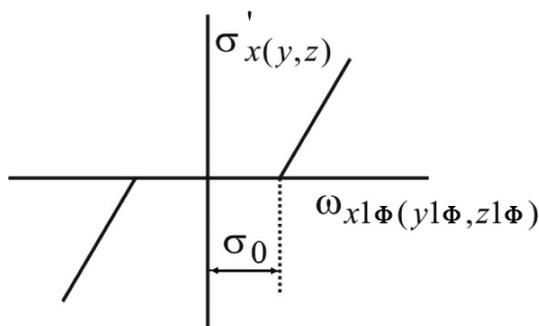


Рис. 7.5 Графическая интерпретация закона управления в режиме демпфирования

На рисунке приняты следующие обозначения:

$\omega_{x1\phi}(y1\phi, z1\phi)$ – «фильтрованные» значения угловых скоростей относительно осей ССК, °/с;

$\sigma_0 = 0,9\Delta\omega_{\text{демппфх}(y,z)}$ – зона нечувствительности закона демпфирования, Н·м;

$\sigma'_{x(y,z)}$ – управляющие сигналы в режиме демпфирования относительно осей ССК, Н·м;

$$\sigma'_x = \begin{cases} 0, & \text{если } |\omega_{x1\phi}| \leq 0,9\Delta\omega_{\text{демппфх}}; \\ k_{\omega x_d} \omega_{x1\phi}, & \text{если } |\omega_{x1\phi}| > 0,9\Delta\omega_{\text{демппфх}} \end{cases};$$

$$\sigma'_y = \begin{cases} 0, & \text{если } |\omega_{y1\phi}| \leq 0,9\Delta\omega_{\text{демппфy}}; \\ k_{\omega y_d} \omega_{y1\phi}, & \text{если } |\omega_{y1\phi}| > 0,9\Delta\omega_{\text{демппфy}} \end{cases};$$

$$\sigma'_z = \begin{cases} 0, & \text{если } |\omega_{z1\phi}| \leq 0,9\Delta\omega_{\text{демппфz}}; \\ k_{\omega z_d} \omega_{z1\phi}, & \text{если } |\omega_{z1\phi}| > 0,9\Delta\omega_{\text{демппфz}} \end{cases},$$

где $\Delta\omega_{\text{демппфх}(y,z)}$ – заданная точность демпфирования относительно осей ССК, °/с;

$k_{\omega x_d}, k_{\omega y_d}, k_{\omega z_d}$ – передаточные коэффициенты закона управления в режиме демпфирования, (Н·м·с)/град. Эти коэффициенты выбраны равными 5 (Н·м·с)/град.

Для улучшения динамических характеристик системы управления в закон управления введен сигнал, равный расчетному значению гироскопического момента:

$$M_x^{\text{ГИР}} = J \sum_4^1 \omega_i (a_{3i} \omega_{y1\phi} - a_{2i} \omega_{z1\phi});$$

$$M_y^{\text{ГИР}} = J \sum_4^1 \omega_i (a_{1i} \omega_{z1\phi} - a_{3i} \omega_{x1\phi});$$

$$M_z^{\text{ГИР}} = J \sum_4^1 \omega_i (a_{2i} \omega_{x1\phi} - a_{1i} \omega_{y1\phi}),$$

где J – момент инерции ротора, для всех УДМ принят равным 0,034 Н·м·с²;

ω_i – угловые скорости вращения роторов УДМ, рад/с;

a_{ij} – элементы матрицы направляющих косинусов пирамиды УДМ;

$\omega_{x1\phi}, \omega_{y1\phi}, \omega_{z1\phi}$ – «фильтрованные» значения угловых скоростей относительно осей ССК, рад/с.

Сигналы управления рассчитываются по формулам

$$\sigma_x = \sigma'_x - M_x^{\text{ГИР}}; \quad \sigma_y = \sigma'_y - M_y^{\text{ГИР}}; \quad \sigma_z = \sigma'_z - M_z^{\text{ГИР}}.$$

Вектор управления КУДМ имеет размерность момента и формируется следующим образом:

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \end{pmatrix} = A_x^+ \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} M_{c1} \\ M_{c2} \\ M_{c3} \\ M_{c4} \end{pmatrix}$$

где A^+ – псевдообратная матрица к матрице установки УДМ A :

$$A^+ = A^T \times (A \times A^T)^{-1}$$

$$A^+ = \begin{pmatrix} 0,4082 & -0,4082 & -0,5 \\ 0,4082 & 0,4082 & -0,5 \\ -0,4082 & 0,4082 & -0,5 \\ -0,4082 & -0,4082 & -0,5 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} M_{c1} \\ M_{c2} \\ M_{c3} \\ M_{c4} \end{pmatrix} - \text{вектор сигналов компенсации моментов сопротивления}$$

УДМ, рассчитанный по паспортным данным, Н·м (см. табл. 7.1).

$$\sigma_{i \text{ УДМ}} = \begin{cases} \sigma_i, & \text{если } |\sigma_i| \leq \sigma_{\max \text{ УДМ}} \\ \sigma_{\max \text{ УДМ}} \operatorname{sign} \sigma_i, & \text{если } |\sigma_i| > \sigma_{\max \text{ УДМ}} \end{cases}, \text{ Н·м}$$

σ_i – управляющий сигнал УДМ, $i=1 \div 4$, $\sigma_{\max \text{ УДМ}} = 0,2$ Н·м.

Рассчитанные управляющие сигналы УДМ поступают на входы двигателей-маховиков.

7.8. Разгрузка кинетического момента двигателей-маховиков с помощью комплекса магнитных исполнительных органов

При функционировании ССО угловые скорости вращения роторов УДМ будут пропорциональны времени действия внешнего возмущающего момента и могут достигнуть некоторого предельно допустимого значения. При достижении этой скорости наступает так называемое «насыщение» и маховик становится неработоспособным. Для восстановления работоспособности маховиков необходимо осуществлять процесс разгрузки, суть которого заключается в изменении величины накопленного кинетического момента в результате действия внешнего управляющего момента (момента разгрузки). Момент разгрузки создается специальной системой, называемой системой разгрузки.

Вариант выбора типа разгрузки КУДМ зависит от параметров орбиты. Для низких орбит используется разгрузка с помощью магнитного поля Земли. Для высоких орбит, где влияние магнитного поля Земли мало, используется разгрузка КУДМ с помощью двигателя стабилизации (ДС).

Даже для одного типа разгрузки, например с помощью магнитного поля Земли, для КА «Монитор-Э» и КА «Канопус-Вулкан» используются различные алгоритмы разгрузки. В КА «Канопус-Вулкан» для определения параметров магнитного поля Земли (МПЗ) исполь-

зуется магнитометр, а в КА «Монитор-Э» – математическая модель магнитного поля Земли.

Для разгрузки накопленного кинетического момента двигателей-маховиков используется система магнитной разгрузки, основанная на взаимодействии МПЗ с магнитным моментом комплекса магнитных исполнительных органов (КМИО).

Момент этого взаимодействия M может быть записан так [10, 14]:

$$M = L \cdot B,$$

где L – вектор магнитного момента КА;

B – вектор индукции МПЗ.

Разгрузку ДМ предполагается осуществлять на дежурных режимах полета КА.

При исследованиях принималось, что рабочей орбитой КА является солнечно-синхронная круговая орбита с высотой 550 км и наклонением 97,5 град.

Информация о векторе индукции (B) магнитного поля Земли поступает из алгоритма дипольной модели МПЗ, реализованной в соответствии с ГОСТ 25645.126-85 [7], в виде проекций вектора индукции МПЗ на оси ССК и величины модуля B .

В состав КМИО входят три электромагнита (ЭМ), расположенные по осям ССК (см. рис. 7.6).

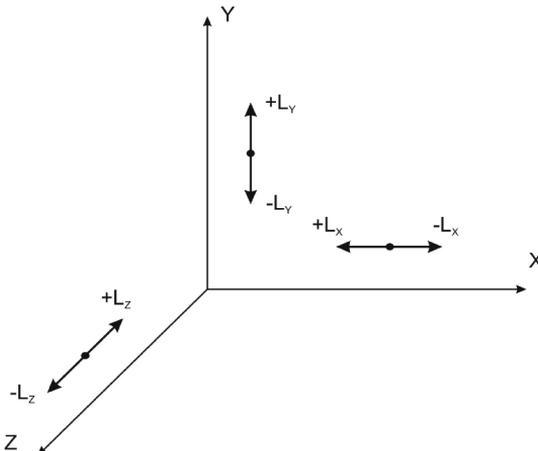


Рис. 7.6 Направление векторов магнитных моментов по осям

Магнитный момент каждого ЭМ составляет не менее $\pm 56 \text{ А}\cdot\text{м}^2$. Нестабильность номинального значения магнитного момента составляет не более $\pm 3 \%$. Остаточный момент одного ЭМ – не более 10% от номинального.

Закон управления магнитным моментом каждого ЭМ – релейный. Моменты включения и выключения тока задаются командами управления.

В используемой при исследованиях модели КМИО изменение магнитного момента i -го МИО описывается следующей зависимостью:

$$\frac{dLi}{dt} = \frac{(L_n \pm \delta)k - Li}{T},$$

где Li – текущее значение магнитного момента i -го МИО, $\text{А}\cdot\text{м}^2$;

L_n – номинальный момент – $56 \text{ А}\cdot\text{м}^2$;

k – коэффициент, определяемый командным сигналом,

$$k = \begin{cases} +1 & \text{при подаче положительного командного сигнала + КС} \\ -1 & \text{при подаче отрицательного командного сигнала – КС;} \\ 0 & \text{при подаче нулевого командного сигнала 0 КС} \end{cases}$$

$T = 0,33 \text{ с}$ – постоянная времени при намагничивании (длительность переходного процесса при намагничивании $\sim 1 \text{ с}$);

$T = 1,70 \text{ с}$ – постоянная времени при размагничивании (длительность переходного процесса при размагничивании $\sim 5 \text{ с}$).

В модели КМИО учитывается погрешность формирования магнитного момента – $\delta = 0,03 L_n$, остаточный магнитный момент при подаче 0 КС – $\Delta = 0,1 L_n \cdot \text{sign}(Li)$.

Формирование управляющих сигналов на КМИО осуществляется в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) с частотой 1 Гц.

Момент разгрузки по каждому из ДМ формируется при достижении определенных пороговых величин срабатывания по кинетическому моменту, соответствующему скорости вращения ротора $\omega_{\max} = 60 \text{ об/мин}$.

Величина разгрузочного момента на каждый УДМ определяется следующим образом:

$$m_i = -k_{\text{мр}} \cdot \omega_{\text{р}i}, \quad i = 1 \div 4,$$

где $\omega_{\text{р}i}$ – скорости вращения роторов КУДМ (поступают в интегрированную систему управления из КУДМ);

$k_{\text{мр}}$ – коэффициент регулирования.

По сформированным моментам разгрузки m_i определяются проекции момента разгрузки на оси ССК m_x, m_y, m_z :

$$\begin{pmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \\ m_4 \end{pmatrix}$$

где a_{ij} ($i=1 \div 4$) – элементы матрицы установки ДМ.

Для принятого варианта установки УДМ матрица A имеет вид

$$A = \begin{pmatrix} 0,6124 & 0,6124 & -0,6124 & -0,6124 \\ -0,6124 & 0,6124 & 0,6124 & -0,6124 \\ -0,5 & -0,5 & -0,5 & -0,5 \end{pmatrix}$$

Коррекция производится до определенных пороговых значений отпускания по кинетическому моменту, соответствующему скорости вращения ротора $\omega_{\min} = 40$ об/мин.

Проекции потребного магнитного момента на оси ССК вычисляются следующим образом:

$$L_x = 1/B^2 \cdot (m_x \cdot B_z - m_z \cdot B_y);$$

$$L_y = 1/B^2 \cdot (m_z \cdot B_x - m_x \cdot B_z);$$

$$L_z = 1/B^2 \cdot (m_x \cdot B_y - m_y \cdot B_x),$$

где B_x, B_y, B_z – проекции вектора индукции МПЗ на оси ССК;

B – модуль вектора индукции МПЗ.

Коэффициент $1/B^2$ является по сути переменным (для геополярных орбит диапазон изменения величины B составляет ~ 4), введя его в коэффициент регулирования $k_{\text{мр}}$, получим:

$$\tilde{k}_{\text{мр}} = k_{\text{мр}} / B^2.$$

В целях упрощения бортовых алгоритмов и сокращения времени их расчетов коэффициент $k_{\text{мр}}$ выбран константой.

Создание магнитного момента L по какой-либо оси нецелесообразно в промежутки времени, когда вектор B параллелен этой оси.

Поэтому для уменьшения энергопотребления введено дополнительное ограничение: при $|B_{x(y,z)}| \geq 0,8 B$, $L_{x(y,z)} = 0$.

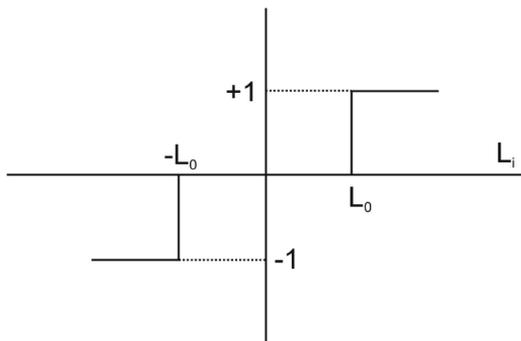


Рис. 7.7 Вид релейного закона управления

Формирование управляющего сигнала на электромагниты КМ осуществляется по релейному закону (рис. 7.7), где L_0 – пороговое значение магнитного момента. Величина L_0 может быть выбрана равной $50 \text{ А}\cdot\text{м}^2$.

Особенностью принятой схемы расположения КУДМ является то, что при ненулевом кинетическом моменте каждого УДМ проекции суммарного кинетического момента на оси ССК при определенных условиях могут быть равны нулю. При возникновении таких условий предлагается осуществлять разгрузку кинетического момента путем формирования соответствующих управляющих сигналов на КУДМ.

7.9. Разгрузка кинетического момента комплекса управляющих двигателей-маховиков с помощью стационарных плазменных двигателей

Характеристики стационарных плазменных двигателей принимались в соответствии с динамической схемой КА.

Для моделирования в данном случае выбран вариант выхода СПД на режим с запаздыванием отключения тяги первого двигателя по отношению к моменту включения второго двигателя на 60 секунд.

Исходя из соображений энергопотребления на данном КА допускается время работы СПД не более 10 мин на одном витке на освещенной части орбиты.

Моменты разгрузки относительно связанных осей X и Z формируются путем включения двух СПД в режиме пониженной мощности и соответствующим отклонением векторов тяги двигателей относительно оси вращения СПД в диапазоне ± 45 град.

Поворот СПД осуществляется электроприводом на основе шагового двигателя. Двигатель установлен таким образом, что его ось вращения параллельна базовой оси КА O_2Z_2 .

В нейтральном положении векторы тяги СПД1 и СПД2 параллельны базовой оси КА O_2X_2 .

Располагаемый управляющий момент относительно оси X составляет $\pm 0,0368$ Н·м, относительно оси Z – $\pm 0,0374$ Н·м.

Момент разгрузки относительно оси Y ССК реализуется путем включения одного из СПД в соответствии с требуемым знаком момента в режиме пониженной мощности. При этом располагаемый управляющий момент относительно оси Y составляет $\pm 0,0260$ Н·м.

Таким образом, располагаемые управляющие моменты СПД превышают возможные возмущающие аэродинамические и гравитационные моменты для высоты орбиты $H_{орб} = 550$ км и позволяют обеспечивать разгрузку кинетического момента КУДМ.

К основным характеристикам приводов двигательной установки относятся следующие:

– один импульс (шаг), соответствует повороту выходного вала на угол $21,754649^\circ$;

– скорость вращения выходного вала – $0,6043$ град/сек (частота импульсов 100 шаг/сек);

– погрешность определения нейтрального положения – $0,5$ град.

Использование двух СПД для разгрузки кинетического момента не позволяет обеспечить вектор управляющего момента произвольного направления.

Разгрузку можно осуществлять поочередно относительно осей X , Z и относительно оси Y .

Так как при отключении СПД последующее включение возможно только через 15 минут, алгоритм разгрузки построен таким образом, что вначале осуществляется разгрузка составляющей кинетического момента КУДМ в плоскости XOZ до некоторого заданного уровня, а затем – по оси Y .

Управляющий сигнал σ_i по каждому из УДМ так же, как и в системе с магнитной разгрузкой, формируется при достижении определенных пороговых величин срабатывания (60 об/мин), коррекция производится до определенных пороговых значений отпускания (40 об/мин):

$$\sigma_i = -k_p \cdot \omega_{pi}, \quad i = 1 \div 4,$$

где k_p – коэффициент регулирования,

ω_{pi} – скорости вращения роторов КУДМ.

Коэффициент регулирования выбран равным 0,25 град/об/мин.

По величинам σ_i вычисляются проекции управляющего сигнала на оси X, Y, Z :

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \end{pmatrix}$$

где a_{ij} ($i = 1 \div 3; j = 1 \div 4$) – элементы матрицы установки ДМ.

При разгрузке составляющей кинетического момента КУДМ в плоскости XOZ управляющие сигналы на входы шаговых приводов, определяющие угол поворота СПД, формируется следующим образом:

$$\sigma_{\text{шп1}} = \sigma_x - \sigma_z,$$

$$\sigma_{\text{шп2}} = -\sigma_x - \sigma_z,$$

$$\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_z^2} < \sigma_{xz_z},$$

где σ_{xz_z} – величина, определяющая уровень кинетического момента в плоскости XOZ , до которого осуществляется разгрузка.

При $\sigma_y > 0$ включается 1-й СПД (отключается 2-й СПД),

при $\sigma_y < 0$ включается 2-й СПД (отключается 1-й СПД).

При возникновении ситуации, связанной с принятой схемой расположения КУДМ, когда $\sigma_x \approx 0, \sigma_y \approx 0, \sigma_z \approx 0$, а $\sigma_i \neq 0$, разгрузка осуществляется за счет формирования соответствующих сигналов управления на КУДМ.

7.10. Режимы переориентации

В алгоритмы стабилизации и переориентации заложен принцип отслеживания заданной ориентации осей ССК и программных угловых скоростей в проекциях на оси ССК, вычисленных в соответствии с полетными операциями. В режиме переориентации программные угловые скорости разворотов в функции времени формируются с учетом заданных в ПЗ и согласованных, исходя из циклограммы полета и динамических возможностей контура, ограничений на максимальную скорость разворотов.

Закон стабилизации и ориентации относительно центра масс с помощью КУДМ формируется по сигналам, пропорциональным рассогласованиям по угловому положению и по угловым скоростям между программным и текущим положением ССК.

Для улучшения динамических свойств системы на участках действия возмущений и при программных разворотах в закон управления могут быть введены нелинейные передаточные коэффициенты.

8. СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Система информационного обеспечения (СИО) является функциональным объединением датчиков первичной информации – гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС), астродатчиков (АД), установленных на общем кронштейне (принадлежность конструкции космического аппарата), приборов ориентации на Солнце (ПОС), а также программного обеспечения (ПО), размещаемого в бортовой цифровой вычислительной системе (БЦВС). Приборы, используемые в составе бортовой системы управления (БСУ), являются резервированными. Так, например, ГИВУС является четырехканальным (имеет в своем составе четыре датчика угловой скорости). В составе БСУ обычно используют три АД и два ПОС. Кроме этого, вычислитель БСУ является четырехкратно резервированной системой.

Информационное обеспечение на начальном участке управления космическим аппаратом с наземного комплекса управления (НКУ) и на участке повторного включения БСУ в полете должно быть максимально автономным и обеспечивать управление КА до момента начала управления с НКУ.

Основными датчиками, на которых строится информационное обеспечение, являются датчики, определяющие направление на Землю, Солнце, и ГИВУС.

Главной задачей управления в рассматриваемых случаях является обеспечение ориентаций, при которых гарантируются условия связи и необходимый энергозаряд солнечных батарей (СБ).

Условие связи требует знания орта направления на центр Земли в связанной системе координат (ССК), а условие энергозаряда – знания орта направления на Солнце в ССК.

Для получения информации о направлении на Солнце и Землю КА должен быть развернут так, чтобы обеспечить попадание Солнца или Земли в зону измерения приборов.

Соответствующие процедуры носят название «поиск Солнца» и «поиск Земли».

Приборы ПОС, солнечный датчик положения (СДП) размещаются на КА таким образом, чтобы их ось визирования была параллельна нормали и активной поверхности СБ в исходном положении.

Для удержания КА в направлении одной из его осей на Солнце применяют стабилизацию КА в условной инерциальной системе координат (УИСК).

8.1. Основные режимы работы системы информационного обеспечения.

Состав алгоритмов системы информационного обеспечения

СИО предназначена для формирования необходимой измерительной и расчетной информации, обеспечивающей решение задач управления и контроля, например, в следующих основных режимах:

- построение и поддержание солнечной ориентации (ПСО);
- построение и поддержание инерциальной ориентации (ИНО);
- построение и поддержание орбитальной ориентации;
- построение и поддержание специальных видов ориентации КА (вращение КА вокруг оси, заданной относительно инерциальной системы координат (ИСК) (см. приложение I), реализация заданной последовательности разворотов КА и т.п.);
- выдача корректирующего импульса (ВКИ);
- «закрутка» КА для пассивной гироскопической стабилизации.

Программное обеспечение СИО решает следующие задачи:

- информационное взаимодействие с навигационными датчиками;
- предварительная обработка сигналов информационных датчиков;
- функциональный контроль информационных датчиков и парирование возможных отказов;
- непрерывное вычисление параметров ориентации визирной системы координат (ВСК) относительно УИСК по данным ГИВУС;
- формирование информации об угловой скорости КА относительно УИСК по данным ГИВУС;
- прогнозирование векторов текущего местоположения и абсолютной линейной скорости КА во 2-й экваториальной инерциальной системе координат (2ЭИСК);
- информационное обеспечение режима поиска Солнца по сигналам ПОС и ГИВУС;

- информационное обеспечение режима удержания направления на Солнце по сигналам ПОС и ГИВУС;
- расчет ортов направления на Солнце и Луну в ИСК и ВСК, признака «свет-тьень» и условий засветки астроприборов БСУ;
- расчет углов наведения остронаправленной антенны (ОНА) на заданный наземный пункт;
- расчет вектора «КА–КИП» (КИП – контрольно-измерительный пункт) относительно ВСК для выбора рабочих параметров мало-направленной антенны (МНА);
- расчет угла между осью $O_B X_B$ ВСК и вектором «КА–Солнце»;
- опознавание звезд по данным АД;
- определение параметров ориентации в ИСК по данным АД;
- формирование астропоправок к параметрам ориентации, определяемым по сигналам ГИВУС;
- астрокоррекция параметров ориентации ВСК относительно ИСК;
- калибровка дрейфов гироскопов ГИВУС;
- формирование данных для системы телеметрической информации (ТМИ).

Для решения каждой из задач разрабатывается соответствующий алгоритм.

Рассмотрим предварительный состав алгоритмов СИО, необходимых для обеспечения штатной работы БСУ.

1. Диспетчеры СИО.
2. Установка и корректировка начальных значений СИО.
3. Расчет звездного времени.
4. Включение ГИВУС.
5. Предварительная обработка информации ГИВУС.
6. Функциональный контроль ГИВУС.
7. Формирование параметров ориентации и угловой скорости связанной системы координат КА относительно УИСК по данным ГИВУС.
8. Расчет гравитационных ускорений, возмущений от Солнца и Луны.
9. Интегрирование уравнений орбитального движения КА.

10. Включение ПОС.
11. Предварительная обработка информации ПОС.
12. Обеспечение режима поиска (по приборам ПСО) Солнца и удержания КА в солнечной ориентации.
13. Расчет векторов направления на Солнце и Луну относительно ИСК и ВСК.
14. Расчет условий засветки приборного оборудования Солнцем и Луной.
15. Предварительная обработка информации АД.
16. Опознавание звезд в информационных кадрах АД.
17. Расчет параметров ориентации по данным астроопределений.
18. Расчет астропоправок к текущим параметрам ориентации.
19. Астрокоррекция ССК относительно ИСК.
20. Калибровка дрейфов ГИВУС.
21. Калибровка масштабов и перекосов ГИВУС.
22. Расчет углов наведения ОНА на наземный измерительный пункт (НИП).
23. Расчет углов наведения МНА на КИП.
24. Формирование ТМИ СИО.

Указанный состав обычно уточняется в процессе разработки программного обеспечения СИО: в процессе отработки ПО на математических стендах, а также при отработке на комплексных стендах с использованием реальных приборов.

Следует отметить, что в процессе разработки и стендовой отработки ПО особое внимание уделяется алгоритмам автоматического обнаружения и парирования отказов информационных приборов.

8.2. Определение ориентации космического аппарата относительно базовых систем координат

В системах информационного обеспечения применяют базовые, приборные и связанные системы координат.

В качестве базовых систем координат используют:

– инерциальную систему координат (ИСК), в том числе две ее разновидности (УИСК – условную инерциальную систему координат,

замороженную на некоторый момент времени, и 2ЭИСК – 2-ю экваториальную инерциальную систему координат);

– орбитальную систему координат (ОСК).

Приборные системы координат (ПСК) основаны на использовании астродатчиков, гироскопических измерителей вектора угловой скорости, приборов ориентации на Землю и т.д.).

Связанная система координат ориентирована по строительным осям КА. В качестве базовых систем координат (БСК) используются условная инерциальная, инерциальная (ИСК – J2000) и орбитальная системы координат.

Определение ориентации космического аппарата по показаниям гироскопического измерителя вектора угловой скорости

После включения ГИВУС и достижения прибором состояния функциональной готовности СИО начинается формирование составляющих угловой скорости КА в проекциях на оси визирной системы координат (ВСК) и их интегрирование от условных начальных значений параметров ориентации. Параметры текущей ориентации КА относительно УИСК, считаемые по показаниям ГИВУС, после первой астрокоррекции становятся параметрами ориентации КА относительно ИСК. Характеристики точности счисления ориентации КА с течением времени ухудшаются из-за влияния нескомпенсированных дрейфов гироблока (ГБ), восстанавливаясь до уровня точности астроопределений после каждой астрокоррекции.

Определение расчетного направления на Солнце и Луну

Компоненты расчетных ортов направления на центры Солнца и Луны относительно ВСК формируются непрерывно по данным о компонентах этих ортов в ИСК и текущей матрицы ориентации ВСК относительно ИСК. При этом орты направления относительно ИСК формируются расчетным образом как функции текущего значения бортовой шкалы времени (БШВ). Текущая матрица ориентации формируется непрерывно по показаниям ГИВУС и, после первой астрокоррекции, представляет собой матрицу ориентации ВСК относительно ИСК.

Определение расчетных направлений на наземный измерительный пункт и контрольно-измерительный пункт

Компоненты расчетных векторов направления на наземный измерительный пункт, контрольно-измерительный пункт относительно ВСК формируются непрерывно с использованием данных бортового прогноза координат КА и данных о текущих значениях параметров ориентации ВСК относительно ИСК. Бортовой прогноз и астроопределения параметров ориентации КА выполняются в ИСК – J2000. Координаты НИП и КИП, участвующие в расчетах, предварительно приводятся к ИСК – J2000 с использованием текущих данных о звездном времени и элементах матрицы прецессии и нутации Земли.

8.3. Определение ориентации и угловой скорости космического аппарата по информации от гироскопического измерителя вектора угловой скорости

Методы решения задачи определения ориентации по измерениям датчиков угловой скорости известны как часть задачи инерциальной навигации. Для решения этой задачи необходимо знание начального углового положения твердого тела и вектора угловой скорости в каждый момент времени. Классический способ решения данной задачи сводится к интегрированию уравнения Пуассона:

$$\dot{A} = \hat{\omega} \times A,$$

$$\hat{\omega} = \begin{vmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{vmatrix},$$

где A – матрица ориентации твердого тела;

ω – вектор угловой скорости;

$\hat{\omega}$ – кососимметричная матрица, составленная из компонент вектора ω .

Однако в бесплатформенных системах более широко используется способ решения задачи ориентации в кватернионах, получаемых через параметры Родрига-Гамильтона [10]. При этом переход твердого тела из одного положения в другое может быть описан одним обобщенным поворотом вокруг некоторой оси e_k , $k = 1, 2, 3$ на угол χ

в положительном направлении. В соответствии с этим ориентация объекта определяется кватернионом P , состоящим из четырех компонент: скалярной – $P^0 = \cos \frac{\chi}{2}$ и векторной – $P^k = e_k \sin \frac{\chi}{2}$, ($k = 1, 2, 3$), где e_k – проекции орта оси поворота на оси заданной системы координат.

Согласно изложенному, изменение ориентации описывается уравнением $P_N = P_{N-1} \otimes \Delta P_N$, где P_N, P_{N-1} – кватернионы текущего и предыдущего положения твердого тела; ΔP_N – кватернион текущего поворота; знак \otimes – символ кватернионного умножения.

Объем вычислительных операций в кватернионах меньше, чем в матрицах ориентации. Кроме того, в отличие от матриц ориентации, которые содержат девять элементов, кватернион содержит только четыре элемента. При этом независимых элементов в обоих случаях только три. Если в случае кватерниона нужно следить лишь за его нормой, то для матрицы надо поддерживать ее ортогональность. Нормировка кватерниона представляется более простой операцией по сравнению с ортонормированием матрицы 3×3 . По точности вычислений счисление ориентации в кватернионах по сравнению с интегрированием матричного уравнения Пуассона имеет определенное преимущество в режимах инерциальной или постоянной солнечной ориентации КА.

Учитывая изложенное, алгоритмы автономного определения ориентации КА построены на решении в кватернионах (см. приложение I).

В описании алгоритма приняты следующие обозначения:

$O X_{\Pi} Y_{\Pi} Z_{\Pi}$ – приборная система координат ГИВУС (заданная посадочной и направляющей плоскостями прибора);

$OXYZ$ – опорная инерциальная система координат;

A – матрица перехода от системы $OXYZ$ к $O X_{\Pi} Y_{\Pi} Z_{\Pi}$;

P_{i-1} – кватернион, определяющий текущую абсолютную ориентацию $O X_{\Pi} Y_{\Pi} Z_{\Pi}$ на начало i -го шага;

P_i – кватернион, определяющий текущую абсолютную ориентацию $O X_{\Pi} Y_{\Pi} Z_{\Pi}$ на начало $i+1$ -го шага;

ΔP_i – кватернион малого поворота за i -й шаг;

$\omega_{x_{\Pi}}, \omega_{y_{\Pi}}, \omega_{z_{\Pi}}$ – проекции угловой скорости ω на оси $X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$;

$\Delta\varphi_{x_{\Pi}}, \Delta\varphi_{y_{\Pi}}, \Delta\varphi_{z_{\Pi}}$ – приращения углов поворота КА в осях ПСК ГИВУС за такт опроса Δt .

Алгоритм представляет собой рекуррентную процедуру счисления кватерниона текущей ориентации ПСК ГИВУС. Вычисления производятся дискретно с шагом счисления $\Delta t = 0,1$ сек.

На каждом такте входными данными алгоритма являются:

- приращения углов поворота КА по осям ПСК ГИВУС, полученные по выходным сигналам ГБ на i -м шаге после выполнения процедуры текущего функционального контроля ГИВУС – $\Delta\varphi_{x_{\Pi}}, \Delta\varphi_{y_{\Pi}}, \Delta\varphi_{z_{\Pi}}$;
- кватернион ориентации ПСК ГИВУС P_{i-1} , соответствующий началу текущего такта счисления.

Выходными данными алгоритма являются кватернион P_i , матрица ориентации A и угловая скорость ω ПСК ГИВУС, соответствующие окончанию текущего (i -го) такта счисления.

Кватернион малого поворота за шаг вычисляется по формулам:

$$(\delta)^2 = 0,25 \cdot [(\Delta\varphi_{x_{\Pi}})^2 + (\Delta\varphi_{y_{\Pi}})^2 + (\Delta\varphi_{z_{\Pi}})^2], \quad r = \frac{\sqrt{1 - (\cos\delta)^2}}{2\delta} = \frac{\sin\delta}{2\delta},$$

$$\Delta P_0 = \cos\delta, \quad \Delta P_1 = r \cdot \Delta\varphi_{x_{\Pi}}, \quad \Delta P_2 = r \cdot \Delta\varphi_{y_{\Pi}}, \quad \Delta P_3 = r \cdot \Delta\varphi_{z_{\Pi}}.$$

При вычислении $\cos\delta, \sin\delta/2\delta$ следует использовать разложение в ряд: $\Delta P_0 = 1 - \frac{(\delta)^2}{2}, \quad r = \frac{1}{2} - \frac{(\delta)^2}{12}.$

Данное разложение является приемлемым для КА, угловая скорость которых в штатных режимах эксплуатации не превышает 0,4 град/сек, а также для такта опроса ГИВУС $\Delta t = 0,1$ сек.

Далее осуществляется вычисление кватерниона P_i , соответствующего ориентации приборной системы координат $OX_{\Pi}Y_{\Pi}Z_{\Pi}$ относительно инерциальной $OXYZ$ по формулам:

$$\begin{aligned}
 P_i^0 &= P_{i-1}^0 \Delta P_0 - P_{i-1}^1 \Delta P_1 - P_{i-1}^2 \Delta P_2 - P_{i-1}^3 \Delta P_3; \\
 P_i^1 &= P_{i-1}^0 \Delta P_1 + P_{i-1}^1 \Delta P_0 + P_{i-1}^2 \Delta P_3 - P_{i-1}^3 \Delta P_2; \\
 P_i^2 &= P_{i-1}^0 \Delta P_2 + P_{i-1}^1 \Delta P_0 + P_{i-1}^2 \Delta P_1 - P_{i-1}^3 \Delta P_3; \\
 P_i^3 &= P_{i-1}^0 \Delta P_3 + P_{i-1}^1 \Delta P_0 + P_{i-1}^2 \Delta P_1 - P_{i-1}^3 \Delta P_2.
 \end{aligned}$$

Из-за вычислительных ошибок в процессе счисления возникает необходимость периодически контролировать норму кватерниона. Процедура нормировки состоит в следующем. Первоначально вычисляется величина ошибки нормировки кватерниона:

$$\Delta = 1 - (P_i^0)^2 - (P_i^1)^2 - (P_i^2)^2 - (P_i^3)^2.$$

Затем, в случае когда величина данной ошибки превышает заданный пороговый уровень, компоненты кватерниона нормируются по формулам:

$$P_i^k = \frac{1}{\sqrt{1-\Delta}} \cdot P_i^k \approx \left(1 - \frac{1}{2}\Delta\right) \cdot P_i^k, \quad k = \overline{0,3}.$$

В заключение вычисляются выходные параметры алгоритма: матрица ориентации A и угловая скорость ω . Вычисление матрицы A производится следующим образом:

$$A = \begin{vmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{vmatrix}$$

где $A_{11} = 2(P_i^0)^2 + 2(P_i^1)^2 - 1$,

$$A_{12} = 2P_i^1 P_i^2 + 2P_i^0 P_i^3,$$

$$A_{13} = -2P_i^0 P_i^2 + 2P_i^1 P_i^3,$$

$$A_{21} = -2P_i^0 P_i^3 + 2P_i^1 P_i^2,$$

$$A_{22} = 2(P_i^0)^2 + 2(P_i^2)^2 - 1,$$

$$A_{23} = 2P_i^0 P_i^1 + 2P_i^2 P_i^3,$$

$$A_{31} = 2 P_i^0 P_i^2 + 2 P_i^1 P_i^3,$$

$$A_{32} = -2 P_i^0 P_i^1 + 2 P_i^0 P_i^3,$$

$$A_{33} = 2 (P_i^0)^2 + 2 (P_i^3)^2 - 1.$$

Компоненты угловой скорости вычисляются по формулам:

$$\omega_{x_{\Pi}} = \Delta \varphi_{x_{\Pi}} / \Delta t, \quad \omega_{y_{\Pi}} = \Delta \varphi_{y_{\Pi}} / \Delta t, \quad \omega_{z_{\Pi}} = \Delta \varphi_{z_{\Pi}} / \Delta t.$$

В алгоритме может быть реализована процедура сглаживания компонент вектора угловой скорости на скользящем интервале заданной продолжительности.

В алгоритме должна быть предусмотрена корректировка текущего кватерниона по астроданным, а также учет поправок к дрейфам, масштабным коэффициентам и перекосам осей чувствительности ГИВУС, найденным в соответствующих алгоритмах и процедурах.

1. Коррекция кватернионов: вычисляется истинный кватернион по поступившей астропоправке $P_i = P_i \otimes \delta P_i^A$, где δP_i^A – кватернион астропоправки, равный $\bar{P}_i \otimes P_i^A$ (здесь \bar{P}_i – кватернион, сопряженный кватерниону текущей ориентации P_i).

2. Коррекция паспортных данных по дрейфам, масштабам и перекосам (для четырехканального ГИВУС) вычисляется по формулам:

$$\tau_L = \tau_L^{\text{пасп}} + \Delta \tau_L^{\text{попр}};$$

$$K_L = K_L^{\text{пасп}} + \Delta K_L^{\text{попр}};$$

$$\Delta \varphi_L = \Delta \varphi_L^{\text{пасп}} + \Delta \varphi_L^{\text{попр}};$$

$$\Delta \vartheta_L = \Delta \vartheta_L^{\text{пасп}} + \Delta \vartheta_L^{\text{попр}},$$

где $L = 1, 4$.

Параметры $\tau_L^{\text{пасп}}$, $K_L^{\text{пасп}}$, $\Delta \varphi_L^{\text{пасп}}$, $\Delta \vartheta_L^{\text{пасп}}$ вводятся в составе массивов паспортных характеристик БСУ.

8.4. Астрокоррекция параметров ориентации космического аппарата и калибровка гироскопического измерителя вектора угловой скорости

Основные обозначения раздела:

δP_i^j – кватернион рассогласования ориентации по информации астродатчиков (астроориентация) и по информации j -й тройки осей ГИВУС (гироориентация) на i -м шаге, $j = 1-4$;

P_i^A – кватернион астроориентации на i -м шаге;

P_i^j – кватернион гириориентации по информации j -й тройки осей чувствительности на i -м шаге;

P_i – обобщенный кватернион гириориентации, полученный по данным блока функционального контроля выходных сигналов ГИВУС на i -м шаге;

P_0 – кватернион начальной ориентации;

$P_{\text{пов}}$ – кватернион заданного поворота;

$\varphi_{x_{\text{п}}}, \varphi_{y_{\text{п}}}, \varphi_{z_{\text{п}}}$ – углы поворота вокруг осей $x_{\text{п}}, y_{\text{п}}, z_{\text{п}}$ в процессе перориентации;

X_i^j, Y_i^j, Z_i^j – суммы угловых рассогласований между астро- и гириориентациями по осям $X_{\text{п}}, Y_{\text{п}}, Z_{\text{п}}$ приборной системы координат ГИВУС для j -й системы на интервале наблюдения;

NX_i^j, NY_i^j, NZ_i^j – суммы рассогласований по осям $X_{\text{п}}, Y_{\text{п}}, Z_{\text{п}}$, умноженные на номер такта, для j -й системы ($j=1-4$) на интервале наблюдения (нужны для осреднения астропоправок по методу наименьших квадратов);

N – число тактов осреднения;

Δt – шаг опроса астродатчиков (принято $\Delta t = 4$ сек);

$\Delta t_l, \Delta K_l, \Delta v_l, \Delta \varphi_l, l = 1-4$ – поправки к постоянным дрейфам, масштабным коэффициентам, углам перекосов осей чувствительности гириблока.

Астрокоррекция параметров ориентации космического аппарата

Осуществить астрокоррекцию параметров ориентации КА по показаниям астродатчиков возможно двумя способами.

Первый способ – определение по данным астроопределений точного кватерниона астроориентации КА (P_i^A) и замена им вычисленного в алгоритме автономного определения ориентации кватерниона гироскопии (P_i).

Дальнейшее вычисление ориентации по показаниям ГИВУС осуществляется от этого обновленного значения кватерниона. Однако описанный способ при относительной простоте вычислений требует повышенной точности привязки по времени момента замены вычисляемого автономно значения кватерниона точным значением, определенным по данным астроопределений (до одного такта счета).

Второй способ предъявляет значительно меньшие требования по времени привязки момента коррекции. При этом способе алгоритм, обрабатывающий данные астровизирования, одновременно принимает данные алгоритма определения ориентации КА. На момент фиксации данных астродатчиков определяется разность между астро- и гироскопиями КА в виде поправочного кватерниона. Эта разность, вызванная по определению неучтенными дрейфами датчиков ГИВУС, медленно меняется по времени и поэтому не требует точной временной привязки при передаче ее в алгоритм автономного вычисления ориентации КА. Астрокоррекция осуществляется с помощью следующих соотношений:

$$\delta P_i^j = \bar{P}_i^j \otimes P_i^A,$$

где \bar{P}_i^j – кватернион, сопряженный P_i^j ;

δP_i^j – кватернион астропоправки;

$P_i^j = P_i^j \otimes \delta P_i^j$ – исправленный кватернион.

В алгоритме определения параметров ориентации предусмотрен второй способ астрокоррекции.

Алгоритмы калибровки гироскопического измерителя вектора угловой скорости по показаниям астродатчиков

Алгоритмы калибровки ГИВУС могут быть реализованы наиболее просто для эквивалентной модели его погрешностей, приведенной к ортогональным осям ПСК прибора.

Калибровка дрейфов. Осуществляется в режиме постоянной ориентации КА в инерциальном пространстве. Режим начинается с приема точного кватерниона астроориентации в качестве начального условия. Затем на протяжении всего интервала калибровки выполняются астроопределения и вычисляются кватернионы астропоправок к четырем гироориентациям, соответствующим различным тройкам ГБ. Предварительно длительность режима T может составлять несколько часов (4-5 часов). На протяжении всего режима производится накопление астропоправок следующим образом. На каждом шаге вычисляются кватернионы астропоправок:

$$\delta P_i^j = \bar{P}_i^j \otimes P_i^A, j = 1-4.$$

Далее формируются суммы:

$$X_i^j = X_{i-1}^j + 2\delta P_i^{1j}, Y_i^j = Y_{i-1}^j + 2\delta P_i^{2j}, Z_i^j = Z_{i-1}^j + 2\delta P_i^{3j},$$

$$NX_i^j = NX_{i-1}^j + i \times 2\delta P_i^{1j}, NY_i^j = NY_{i-1}^j + i \times 2\delta P_i^{2j}, NZ_i^j = NZ_{i-1}^j + i \times 2\delta P_i^{3j},$$

где $\delta P_i^j = (\delta P_i^{0j}, \delta P_i^{1j}, \delta P_i^{2j}, \delta P_i^{3j})$.

По истечении времени, отведенного на выполнение режима калибровки дрейфов, вычисляются поправки к угловым скоростям уходов:

$$\Delta \tau_{x_{\text{н}}}^j = \frac{6}{N(N-1)} \{ [2/(N+1)] NX_N^j - X_N^j \} / \Delta t;$$

$$\Delta \tau_{y_{\text{н}}}^j = \frac{6}{N(N-1)} \{ [2/(N+1)] NY_N^j - Y_N^j \} / \Delta t;$$

$$\Delta \tau_{z_{\text{н}}}^j = \frac{6}{N(N-1)} \{ [2/(N+1)] ZX_N^j - Z_N^j \} / \Delta t,$$

где $N = T/\Delta t + 1, j = 1-4$.

Приведенные выше формулы являются соотношениями метода наименьших квадратов, полученными в предположении постоянства некомпенсированных дрейфов ГИВУС на интервале наблюдения [12].

Поправки к систематическим дрейфам, полученные таким образом, найдены как проекции на оси ПСК ГИВУС и поэтому являются корректирующими поправками для дрейфов эквивалентной модели погрешностей прибора. После их пересчета к осям ГБ с помощью известного матричного преобразования указанные поправки могут быть учтены в алгоритме функционального контроля в моделях погрешностей гироблока.

Следует отметить, что в результате выполнения процедуры калибровки может быть получено четыре вектора поправок к систематическим дрейфам по числу возможных троек ГБ. Предполагается, что объединение полученных результатов может выполняться с помощью процедуры специального функционального контроля ГИВУС.

Учет полученных поправок производится их прибавлением к тем значениям систематических дрейфов ГИВУС, которые были заданы в начале режима и учитывались в процессе счисления гироориентаций. Режим калибровки дрейфов целесообразно совместить с режимом работы целевой аппаратуры. Предполагается, что калибровка дрейфов ГИВУС при штатном функционировании БСУ будет выполняться регулярно с периодом $\sim 1-2$ недели.

Калибровка масштабов и перекосов осей гироскопического измерителя вектора угловой скорости. Масштабы и перекосы осей ГИВУС являются высокостабильными параметрами, однако на протяжении длительного периода эксплуатации в условиях космического полета эти параметры неизбежно будут изменяться.

В связи с этим, а также в связи с высокими требованиями к точности наведения целевой аппаратуры (ЦА) на заданные объекты возникает необходимость рассмотрения режима калибровки масштабов и перекосов осей ГИВУС. Предполагается, что калибровка масштабов и перекосов ГИВУС будет производиться эпизодически (с периодом $\sim 1-2$ месяца) на фоне специальных разворотов КА (после проведения калибровки дрейфов ГИВУС).

Калибровка масштабов и перекосов ГИВУС предусматривает выполнение последовательных поворотов КА вокруг всех трех осей на заданные углы переориентации. Повороты осуществляются по данным от ГИВУС. При этом в начале и в конце каждого поворота КА переводится в режим инерциальной стабилизации, на фоне которого выполняются сеансы астроопределений. Данные АД позволяют определить ошибки счисления кватерниона поворота по сигналам ГИВУС. Полученные значения ошибок счисления кватерниона поворота затем приводятся к ошибкам масштабных коэффициентов и перекосам осей чувствительности измерительных каналов ГИВУС.

Перед началом частного поворота вокруг оси X_{II} КА должен находиться в режиме стабилизации относительно инерциального пространства. В этом состоянии с помощью АД определяется начальный кватернион астроориентации P_0 , компоненты которого используются (запоминаются) как новые начальные значения при счислении текущей гириентации по сигналам ГИВУС. Затем выполняется разворот вокруг оси X_{II} на заданный угол. При выполнении поворота стабилизируются нулевые углы по двум другим осям. После завершения данного частного поворота КА останавливается и стабилизируется в инерциальном пространстве. С помощью АД в течение заданного интервала времени определяется и запоминается конечный кватернион астроориентации P_N^A . Содержание процедуры и интервал времени определения кватерниона P_N^A уточняются в ходе разработки. Данная процедура, например, может быть построена на основе определения среднего кватерниона рассогласования между астро- и гириентациями на интервале астроопределений, завершающем каждый калибровочный поворот (выполняется в режиме ИНО). Процедура осреднения может иметь, например, следующий вид:

$$\delta \tilde{P}_N = \sum_i \delta P_i / N; \delta P_i = \bar{P}_i \otimes P_i^A,$$

где \bar{P}_i – кватернион, сопряженный текущему кватерниону гириентации P_i ;

P_i^A – текущий кватернион астроориентации;

$$N = 2 \text{ мин} / \Delta t, \Delta t = 2 \text{ сек}, N = 60.$$

После этого определяется $P_{\text{пов}}$ – точный кватернион частного поворота вокруг оси X_{Π} : $P_{\text{пов}} = \bar{P}_0 \otimes P_N^A$ и величина угла поворота

$$\varphi_{x_{\Pi}} = 2 \arcsin \sqrt{P_{\text{пов}}^2(1) + P_{\text{пов}}^2(2) + P_{\text{пов}}^2(3)}.$$

Поправки для масштабного коэффициента и перекосов вычисляются по формулам:

$$\Delta K_{x_{\Pi}} = 2\delta\tilde{P}_{N1}/\varphi_{x_{\Pi}};$$

$$\Delta\varphi_{y_{\Pi}} = 2\delta\tilde{P}_{N2}/\varphi_{x_{\Pi}};$$

$$\Delta\vartheta_{z_{\Pi}} = 2\delta\tilde{P}_{N3}/\varphi_{x_{\Pi}}.$$

Аналогично на фоне частного разворота вокруг оси Y_{Π} определяются поправки $\Delta K_{y_{\Pi}}$, $\Delta\varphi_{z_{\Pi}}$, $\Delta\vartheta_{x_{\Pi}}$, а на фоне частного разворота вокруг оси Z_{Π} – поправки $\Delta K_{z_{\Pi}}$, $\Delta\varphi_{x_{\Pi}}$, $\Delta\vartheta_{y_{\Pi}}$.

8.5. Функциональный контроль гироскопического измерителя вектора угловой скорости

ГИВУС является резервированным прибором, который содержит в своем составе четыре поплавковых гироблока, работающих в режиме датчиков угловой скорости. Расположение осей чувствительности ГБ относительно ПСК прибора показано на рис. 8.1. Рассмотрим некоторые характерные режимы функционирования.

Полный отказ ГИВУС. Полный отказ ГИВУС происходит при отказе двух и более измерительных каналов (ИК) из четырех, входящих в состав прибора. Отказ любого одного ИК не приводит к функциональному отказу ГИВУС, но сопровождается потерей избыточности измерительной информации.

Отказ измерительного канала ГИВУС. ИК считается находящимся в состоянии отказа только в случае его функциональной неисправности. Под функциональной неисправностью ИК подразумевается

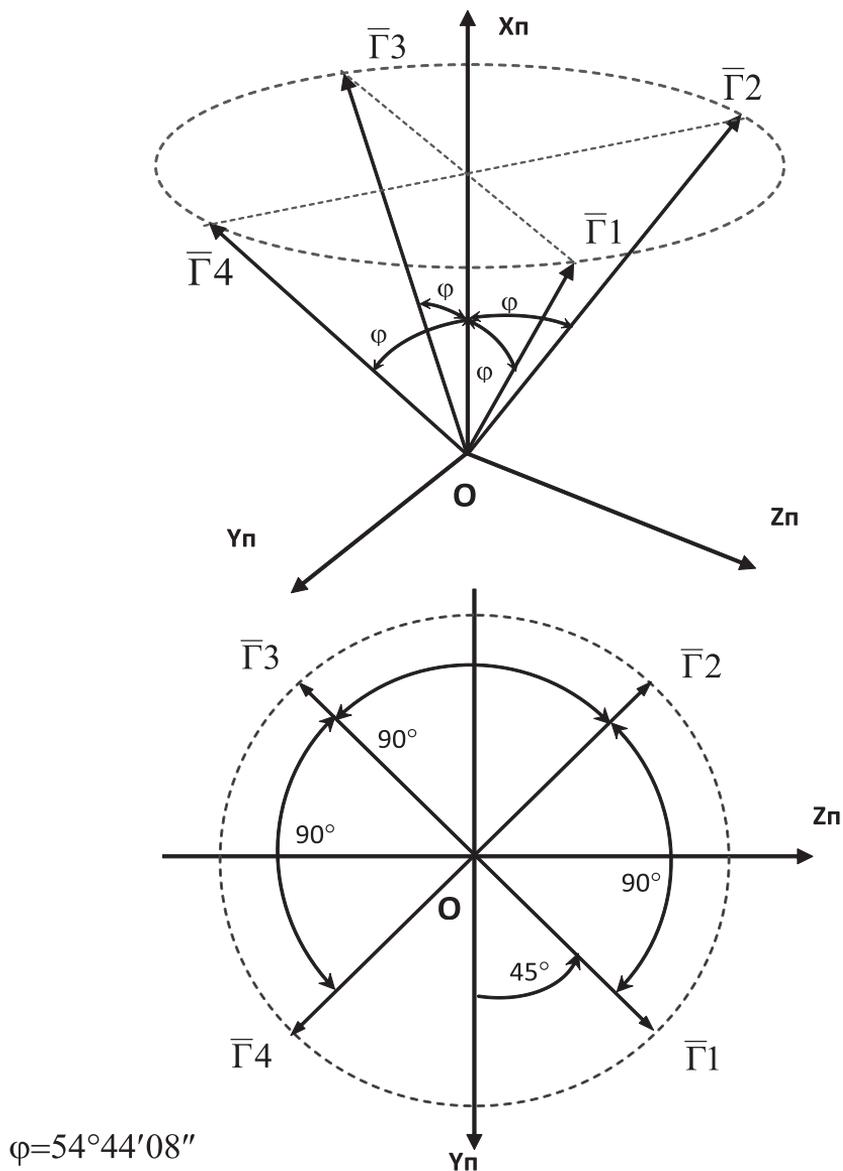


Рис. 8.1 Расположение осей чувствительности гироблоков относительно приборной системы координат

такое его состояние, в котором ИК не способен выполнять свою функцию – измерять проекцию вектора угловой скорости КА на собственную ось чувствительности с требуемой точностью. Выходной сигнал ИК, находящегося в состоянии отказа, исключается из состава измерений, используемых при счислении ориентации и формировании параметров угловой скорости КА.

Состояние функциональной исправности ИК определяется по результатам текущего функционального контроля (ФК) ГИВУС. Задача текущего функционального контроля исправности заключается в обнаружении события возникновения отказа среди четырех ИК ГИВУС с указанием номера отказавшего ИК. В такой постановке задача ФК ГИВУС решается только в случае, когда все четыре ИК функционально исправны.

Следует отметить, что процедура ФК ГИВУС основана на предположении об ординарности потока отказов ИК ГИВУС: предполагается, что на интервале функционирования ГИВУС в каждый момент времени вероятность одновременного наступления отказов двух и более ИК много меньше вероятности отказа одного ИК. Указанное предположение подтверждается соответствующей технической документацией и опытом эксплуатации ГИВУС.

После того, как один из ИК оказывается в состоянии отказа и этот отказ фиксируется алгоритмом ФК ГИВУС, дальнейшее счисление ориентации осуществляется по сигналам оставшихся трех функционально исправных ИК. После этого содержание задачи текущего функционального контроля ГИВУС из-за отсутствия резервирования изменяется. Целью контроля становится обнаружение события возникновения отказа в тройке оставшихся ИК. В качестве типовых рассматриваются следующие отказы ИК ГИВУС:

1 – активный отказ ИК: в момент возникновения отказа в выходном сигнале ИК появляется дополнительная, постоянная аддитивная составляющая (например, > 10 град/час);

2 – пассивный отказ ИК первого типа: в момент возникновения отказа в выходном сигнале ИК регулярная составляющая сигнала становится равной фиксированной константе (например, нулю);

3 – пассивный отказ ИК второго типа: в момент возникновения отказа в выходном сигнале ИК регулярная составляющая сигнала становится равной нулю, остается лишь несмещенный шум.

Алгоритм функционального контроля ГИВУС. Алгоритм функционального контроля ГИВУС представляет собой совокупность нескольких частных контрольных процедур, которые в совокупности и взаимосвязи позволяют решать задачу обнаружения неисправного ИК. Дадим краткое описание этих процедур.

Контроль несменяемости кодов в выходных сигналах ИК. Для обнаружения пассивного отказа первого типа может быть применен контроль, фиксирующий событие повторяемости кодов в выходном сигнале для каждого ИК. Выходной сигнал работоспособного ИК обязательно должен содержать некоторую шумовую составляющую. Повторяемость кодов на достаточно продолжительном интервале времени (например, 25÷50 тактов БЦВС подряд) является свидетельством отказа либо блока электроники ИК, либо тракта информационного обмена ИК. Контроль подобного типа может быть постоянным, действующим непрерывно на фоне всех режимов функционирования БСУ. Такой контроль, как можно видеть, имеет небольшое запаздывание и при срабатывании сразу дает указание на отказавший ИК.

Контроль рассогласований базисов ориентации. Для формирования параметров угловой скорости и счисления ориентации КА достаточно любых трех ИК. Из имеющихся четырех ИК ГИВУС можно составить четыре тройки гироблоков:

0 – {ГБ0, ГБ1, ГБ2} – не содержит ГБ3;

1 – {ГБ0, ГБ1, ГБ3} – не содержит ГБ2;

2 – {ГБ0, ГБ2, ГБ3} – не содержит ГБ1;

3 – {ГБ1, ГБ2, ГБ3} – не содержит ГБ0.

В СИО реализовано одновременное формирование параметров угловой скорости и счисления ориентации КА для каждой из указанных троек ИК. В дальнейшем эти тройки будем называть базисами ориентации. При формировании сигналов управления ориентацией

КА используются данные только одного базиса, который называется рабочим. В начале работы рабочим базисом назначается базис $0 - \{ГБ0, ГБ1, ГБ2\}$. В случае если один из ГБ, входящих в состав рабочего базиса, окажется в состоянии отказа и алгоритм ФК ГИВУС определит отказавший ИК, немедленно рабочим будет назначен новый базис, который в своем составе отказавший ИК не содержит.

При формировании параметров угловой скорости и счислении ориентации (в форме кватернионов) для каждого из базисов производится учет калибровочных значений дрейфов, масштабов, перекосов ГБ и угловых погрешностей установки ГИВУС относительно ВСК КА. Полученные таким образом векторы угловой скорости и кватернионы базисов ориентации, будучи изначально согласованы, при отсутствии погрешностей калибровки гиросблоков должны в дальнейшем совпадать друг с другом. При наличии погрешностей калибровки и, тем более, в случае отказа одного из ИК неизбежно появятся отклонения указанных векторов и кватернионов друг от друга. В результате использования той или иной скалярной процедуры сравнения рассогласования указанных векторов и кватернионов на превышение заданных пороговых значений может быть построен алгоритм обнаружения события возникновения раскалиброванности или отказа в одном из четырех ИК ГИВУС. Контроль подобного типа может быть постоянным, действующим непрерывно на фоне всех режимов функционирования БСУ. Запаздывание такого контроля зависит от типа и интенсивности отказа и при срабатывании не дает указания на отказавший ИК. Для определения отказавшего ИК требуется дополнительная информация, которая является внешней по отношению к ГИВУС. В качестве внешней информации, позволяющей определить правильный базис ориентации и, следовательно, отказавший ИК, предполагается использовать данные об ориентации КА, которые были получены в результате проведения специального сеанса астроопределений (астродиагностики ГИВУС).

Контроль сигналов ИК по априорным данным. На интервалах стабилизации КА, в случае нормативной работы ИК ГИВУС, значения их выходных сигналов являются заранее известными, т.к. известен вектор

заданной угловой скорости КА (формируется СУДом) в проекциях на оси чувствительности ИК. Данное обстоятельство позволяет организовать прямой контроль информационной исправности каждого из ИК на участках стабилизации. Такой контроль способен обнаружить и определить достаточно резкий и интенсивный отказ непосредственно по данным анализа выходных сигналов ИК, предварительно приведенных к размерности угловой скорости с учетом калибровочных значений дрейфов, масштабов, перекосов ГБ и угловых погрешностей установки ГИВУС относительно ВСК КА. Рассматриваемый вид контроля имеет ограничения по области применимости: он не может применяться на интервалах переходных процессов после коррекции ориентации, на интервалах включения двигателей и т.п.

Контроль угловых невязок на входе системы стабилизации. Ранее отмечалось, что сигналы управления ориентацией КА формируются по данным рабочего базиса. При нормативной работе всех трех ИК ГИВУС из состава рабочего базиса, угловые невязки на входе системы стабилизации (угловые рассогласования между текущими и заданными параметрами ориентации КА) должны быть близки к нулю. Отказ одного ИК, входящего в состав рабочего базиса, приведет к тому, что система стабилизации (ССО) окажется в режиме ненормативной отработки входных рассогласований. В этом случае входные рассогласования ССО начинают превышать значения соответствующих порогов. Непрерывный пороговый контроль рассматриваемых невязок позволит обнаружить появление отказа среди ИК, входящих в состав рабочего базиса ориентации. Следует отметить, что данный вид контроля рассматривается как постоянно действующий, при этом значения соответствующих порогов должны быть переменными, настраиваемыми под различные условия стабилизации КА (инерциальная стабилизация, развороты КА, интервалы переходных процессов после коррекции ориентации или срабатывания поворотных устройств панелей СБ, интервалы включения двигателей и т.п.). В случае когда срабатывает рассматриваемый вид контроля, отказавший ИК остается неопределенным, известно лишь то, что этот ИК входит в состав рабочего базиса ориентации. Данное обстоятельство является достаточ-

ным основанием для немедленной смены рабочего базиса ориентации. После этого контроль невязок на входе ССО и последовательная смена рабочего базиса продолжают до тех пор, пока невязки не придут к значениям, близким к нулю. При этом в качестве рабочего автоматически окажется такой базис ориентации, в составе которого отказавший ИК отсутствует.

Астродиагностика ГИВУС. При срабатывании контроля рассогласований базисов ориентации, свидетельствующего о наличии отказа в одном из ИК ГИВУС, СИО выставляет запрос в СУД на проведение внепланового сеанса астроопределений (астродиагностики ГИВУС) для обеспечения поиска отказавшего ИК. По указанному запросу СУД прекращает выполнение текущего полетного задания, отдает директиву в ССО на переход в режим инерциальной стабилизации КА, а также директиву в СИО на включение астродатчика (двух астродатчиков) и проведение сеанса астроопределений. После получения звездных кадров, решения задачи опознавания и вычисления кватерниона астроориентации, СИО выполняет сравнение полученного кватерниона с четырьмя кватернионами базисов ориентации. В результате такого сравнения определяется исправный базис ориентации, который наиболее точно согласован с кватернионом астроориентации и, следовательно, не содержит в своем составе отказавший ИК. Найденный таким образом исправный базис ориентации сразу переводится в статус рабочего базиса. По завершении процедуры астродиагностики СИО формирует соответствующее сообщение, после получения которого СУД переводит БСУ в режим ожидания нового полетного задания.

8.6. Расчет параметров орбитального движения (бортовой прогноз)

Постановка задачи. Задача определения вектора состояния (компонентов векторов координат и скоростей) на борту КА при его движении по баллистической траектории (при неработающих двигателях) состоит в интегрировании уравнений его движения.

Наиболее простой вид уравнения движения имеют в прямоугольной инерциальной системе координат

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = g^1 + g^2 + g^3,$$

где r – вектор координат;

g^1 – вектор гравитационного ускорения, обусловленный влиянием Земли;

g^2 – вектор гравитационного ускорения, обусловленный влиянием Солнца;

g^3 – вектор гравитационного ускорения, обусловленный влиянием Луны.

Гравитационное ускорение, обусловленное влиянием Солнца или Луны. Гравитационное ускорение, обусловленное влиянием Солнца или Луны, определяется зависимостью

$$g_k = \mu_k \left(\frac{r_k - r}{|r_k - r|} - \frac{r_k}{|r_k|^3} \right),$$

где r_k – радиус-вектор Солнца ($k=2$) или Луны ($k=3$),

r – радиус-вектор КА,

$|r_k - r|$ – расстояние между КА и Солнцем или расстояние между КА и Луной,

μ_k – произведение гравитационной постоянной на массу Солнца или Луны соответственно.

Эта зависимость получена при рассмотрении Солнца и Луны как материальных точек.

Гравитационный потенциал Земли. Земля в данной задаче рассматривается не как материальная точка, а как тело сложной формы с различной плотностью для различных ее частей. В связи с этим ее гравитационный потенциал может быть вычислен только приближенно путем представления его в виде бесконечного ряда. Такое разложение, выполненное с использованием сферических функций, записывается в виде

$$V(r, \varphi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{r_e}{r} \right)^n (C_{nm} \cos m\lambda + D_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi).$$

В приведенном выражении r, φ, λ – геоцентрические сферические координаты местоположения КА. Угол φ отсчитывается от экваториальной плоскости Земли к северу ($0 \leq \varphi \leq \pi/2$) и к югу ($-\pi/2 \leq \varphi \leq 0$) и равен географической широте. Долгота λ отсчитывается от гринвичского меридиана к востоку ($0 \leq \lambda \leq \pi/2$). Постоянная $\mu = fM$, где M – масса Земли. Величина r_e принимается равной большой полуоси общего земного эллипсоида. Функции $P_{n0}(\sin)$ называются основными многочленами Лежандра, а $P_{nm}(\sin)$ при $mn \neq n$ – присоединенными функциями Лежандра. Постоянные C_{nm} и D_{nm} являются коэффициентами этого разложения и определяются при помощи гравиметрических и геодезических измерений, а также по наблюдениям Луны и искусственных небесных тел.

В связи с тем, что для рассмотрения выбрана геоцентрическая система координат (начало координат в центре масс Земли), $C_{10} = C_{11} = D_{11} = 0$. Кроме того, координатные оси совпадают с осями инерции и $C_{11} = D_{21} = 0$. Выбор системы координат позволяет выразить гравитационный потенциал Земли в виде [14]

$$V(r, \varphi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{r_e}{r} \right)^n (C_{nm} \cos m\lambda + D_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right].$$

Это выражение можно записать для нормированных величин \bar{C}_{nm} , \bar{D}_{nm} и нормированных многочленов и присоединенных функций Лежандра $\bar{P}_{nm}(\sin \varphi)$:

$$V(r, \varphi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{r_e}{r} \right)^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{D}_{nm} \sin m\lambda) \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) \right],$$

где $\bar{C}_{nm} = C_{nm} \sqrt{\frac{(n+m)!}{(2n+1) \delta(n-m)!}}$;

$$\bar{D}_{nm} = D_{nm} \sqrt{\frac{(n+m)!}{(2n+1) \delta(n-m)!}};$$

$$\bar{P}_{nm}(\sin\varphi) = P_{nm} \sqrt{\frac{(2n+1)\delta(n-m)!}{(n+m)!}};$$

$$\delta = \begin{cases} 1 & \text{при } m=0, \\ 2 & \text{при } m \neq 0. \end{cases}$$

Многочлены и присоединенные функции Лежандра. Многочлены Лежандра, используемые для представления гравитационного поля Земли в виде ряда, вычисляются по формуле

$$P_{n0}(x) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n}{dx^n} (x^2 - 1)^n,$$

а присоединенные функции Лежандра – по формуле

$$P_{nm}(x) = (1-x^2)^{\frac{m}{2}} \frac{d^m}{dx^m} P_{n0}(x) = \frac{(1-x^2)^{\frac{m}{2}}}{2^n n!} \frac{d^{n+m}}{dx^{n+m}} (x^2 - 1)^n.$$

Первые многочлены и присоединенные функции Лежандра имеют вид $P_{00}=1$, $P_{10}=x$, $P_{11}=\sqrt{1-x^2}$,

$$P_{20}=\frac{1}{2}(3x^2-1), \quad P_{21}=3x\sqrt{1-x^2}, \quad P_{22}=3(1-x^2).$$

Зная P_{00} , P_{10} , P_{11} , можно вычислить P_{nm} для любых m и n с помощью рекуррентных соотношений

$$(n+1)P_{n+1,0}(x) - (2n+1)P_{n0}(x) + nP_{n-1,0}(x) = 0,$$

$$\frac{d}{dx} P_{n+1,0}(x) = (2n+1)P_{n0}(x) + \frac{d}{dx},$$

$$(2n+1)xP_{nm}(x) - (n-m+1)P_{n+1,m}(x) - (n+m)P_{n-1,m}(x) = 0,$$

причем $P_{nm} = 0$ при $m > n$.

Если гравитационный потенциал записывается в сферических координатах, то $x = \sin\varphi$.

Переход от приведенных выражений к нормированным выражениям происходит по формулам предыдущего подраздела.

Ускорения от действия нецентрального гравитационного поля Земли. Сила тяжести g , действующая на единичную массу, или ускорение силы тяжести имеет вид

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial V}{\partial r}\right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \varphi}\right)^2 + \left(\frac{1}{r \cdot \cos \varphi} \frac{\partial V}{\partial \lambda}\right)^2};$$

$$\text{где } g_r = \frac{\partial V}{\partial r}, \quad g_\varphi = \frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \varphi}, \quad g_\lambda = \frac{1}{r \cdot \cos \varphi} \frac{\partial V}{\partial \lambda} -$$

компоненты вектора ускорения в геоцентрической системе координат.

Если использовать выражение для гравитационного потенциала Земли с нормированными коэффициентами, то компоненты вектора ускорения примут вид

$$g_r = -\frac{\mu}{r^2} - \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} (n+1) \left(\frac{r_e}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{D}_{nm} \sin m\lambda) \bar{P}_{nm}(\sin \varphi);$$

$$g_\varphi = \frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{r_e}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{D}_{nm} \sin m\lambda) \bar{P}'_{nm}(\sin \varphi);$$

$$g_\lambda = \frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{r_e}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n \frac{m}{\cos \varphi} (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{D}_{nm} \sin m\lambda) \bar{P}_{nm}(\sin \varphi);$$

$\bar{P}'_{nm}(\sin \varphi)$ – производная по x , где $x = \sin \varphi$.

Прецессия и нутация. Вследствие возмущающего действия, оказываемого на вращение Земли телами Солнечной системы, ось вращения Земли совершает в пространстве сложное движение (прецессия и нутация). Вместе с осью вращения Земли движется и ее экваториальная плоскость. Эти движения приводят к смещению точки весеннего равноденствия по экватору.

Для того чтобы от системы координат J2000 перейти к системе координат, фиксированной на момент времени $t_{\text{тек}}$, надо учесть прецессию и нутацию:

$$r(t_{\text{тек}}) = N \cdot P \cdot r_{2000},$$

где N – матрица нутации, P – матрица прецессии.

В случае использования приведенной формулы приходим после преобразования к системе координат, определяемой истинным геоэкватором и равноденствием даты $t_{\text{тек}}$. При этом положение точки весеннего равноденствия относительно Гринвичского меридиана в 0^{h} всемирного времени определяется гринвичским истинным звездным временем S_0 .

Если при переходе от одной системы координат к другой используется только матрица прецессии (матрица нутации обычно полагается единичной), то приходим к системе координат, определяемой средним равноденствием и экватором даты $t_{\text{тек}}$. При этом положение точки весеннего равноденствия относительно Гринвичского меридиана в 0^{h} всемирного времени определяется гринвичским средним звездным временем $S_0^{\text{м}}$.

Параметры прецессии и нутации определяются на основе теории DE200/LE200 [14].

Прецессионные параметры ζ , z , θ вычисляются по формулам:

$$\zeta = 2306''.2181t + 0''.30188t^2 + 0''.017998t^3;$$

$$z = 2306''.2181t + 1''.09468t^2 + 0''.018203t^3;$$

$$\theta = 2004''.3109t - 0''.42665t^2 - 0''.041833t^3;$$

$$t = (\text{JD} - 2451545) / 36525,$$

где JD – юлианский день даты $t_{\text{тек}}$;

t вычисляется в юлианских столетиях.

Далее вычисляется матрица прецессии P как произведение трех матриц $P_1 \cdot P_2 \cdot P_3$:

$$P_1 = \begin{vmatrix} \cos z & -\sin z & 0 \\ \sin z & \cos z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, P_2 = \begin{vmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{vmatrix}, P_3 = \begin{vmatrix} \cos \zeta & -\sin \zeta & 0 \\ \sin \zeta & \cos \zeta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

Матрица нутации N вычисляется как произведение трех матриц $N_1 \cdot N_2 \cdot N_3$:

$$N_1 = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varepsilon & -\sin \varepsilon \\ 0 & \sin \varepsilon & \cos \varepsilon \end{vmatrix}, N_2 = \begin{vmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, N_3 = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varepsilon_0 & \sin \varepsilon_0 \\ 0 & -\sin \varepsilon_0 & \cos \varepsilon_0 \end{vmatrix}$$

где $\varepsilon = \varepsilon_0 + \Delta\varepsilon + d\varepsilon$, $\psi = \Delta\psi + d\psi$;

$\Delta\psi$ – долгопериодическая часть нутации по долготе,
 $d\psi$ – короткопериодическая часть нутации по долготе,
 $\Delta\varepsilon$ – долгопериодическая часть нутации наклона,
 $d\varepsilon$ – короткопериодическая часть нутации наклона,
 ε_0 – средний наклон эклиптики к экватору.

Приведенные части нутации вычисляются по формулам, содержащим кратности соответствующих аргументов, средние аномалии Луны и Солнца, среднюю элонгацию (разность средних долгот) Луны и Солнца, среднюю долготу восходящего узла орбиты Луны на эклиптике, время в юлианских столетиях от стандартной эпохи J2000.

Численный метод решения уравнений движения. Для интегрирования уравнений движения можно использовать метод Рунге-Кутта четвертого порядка. Векторное уравнение, приведенное в первом подразделе данного раздела, эквивалентно шести скалярным уравнениям

$$dx/dt = v_x; \quad dy/dt = v_y; \quad dz/dt = v_z;$$

$$dv_x/dt = g_{1x} + g_{2x} + g_{3x};$$

$$dv_y/dt = g_{1y} + g_{2y} + g_{3y};$$

$$dv_z/dt = g_{1z} + g_{2z} + g_{3z}.$$

Стандартный метод Рунге – Кутта четвертого порядка предполагает на шаге h двадцать четыре обращения к правым частям несвязанных уравнений. Так как существует зависимость между приведенными шестью уравнениями, то число обращений к правым частям можно сократить до двенадцати. Так, для первых компонент векторов координат и скоростей имеем:

$$x(t_0+h) = x_0 + h v_{x0} + h^2 (g_{x0} + g_{x1/2} + g'_{x1/2})/6;$$

$$v(t_0+h) = v_{x0} + h (g_{x0} + 2g_{x1/2} + g'_{x1/2} + g_{x1})/6,$$

где $x(t_0+h)$, $v(t_0+h)$ – значения первых компонент векторов координат и скоростей в конце шага интегрирования h ;

x_0 , v_{x0} – значения первых компонент векторов координат и скоростей в начале шага интегрирования;

g_{x0} – значение первой компоненты вектора ускорения, обусловленной действием Земли, Солнца и Луны, в начале шага интегрирования;

$g_{x1/2}$ – значение первой компоненты вектора ускорения, обусловленной действием Земли, Солнца и Луны, в середине шага интегрирования;

$g'_{x1/2}$ – значение первой скорректированной компоненты вектора ускорения, обусловленной действием Земли, Солнца и Луны, в середине шага интегрирования;

g_{x1} – значение первой компоненты вектора ускорения, обусловленной действием Земли, Солнца и Луны, в конце шага интегрирования.

Схема алгоритма решения задачи. Задача решается в системе координат J2000. Для решения задачи должны быть заданы начальные условия и время начала расчета (например, в стартовом полетном задании на момент штатного расчетного начала автономного полета КА).

Также для решения задачи должны быть заданы на определенный период полета эфемериды Солнца и Луны в системе координат J2000. Расчет эфемерид может производиться на борту КА или на Земле.

Во втором случае задавать эфемериды возможно с использованием разных интерполяционных полиномов (наиболее предпочтительным выглядит сплайн-аппроксимация) и передавать на борт коэффициенты полиномов для необходимых временных интервалов. В случае использования интерполяционных полиномов эфемериды для Солнца могут задаваться реже, чем эфемериды для Луны. Предположительно эфемериды Солнца могут задаваться на начало каждого дня, а для Луны эфемериды должны задаваться не реже, чем через два часа. Окончательный выбор временных промежутков для задания

эфемерид может быть сделан из условий необходимой точности расчетов вектора состояния после разработки программ для математического моделирования. Выбор места расчета эфемерид (на борту КА или на Земле) также будет определен после разработки программ для математического моделирования, определения числа операций в ПО и проработки возможности передачи на борт необходимого объема информации.

Для 0^h гринвичского времени каждых суток полета рассчитываются матрицы прецессии и нутации и звездное время. Как и расчет эфемерид, так и расчет матриц прецессии и нутации и звездного времени может быть проведен на борту или в наземных условиях. Выбор места расчета матриц прецессии и нутации и звездного времени (на борту КА или на Земле) определяется после разработки программ для математического моделирования, определения числа операций в ПО и проработки возможности передачи на борт необходимого объема информации.

Зная координаты КА в момент начала интегрирования, можно найти компоненты гравитационных ускорений, обусловленные воздействием Солнца и Луны, на момент начала интегрирования по формулам, приведенным в данном разделе.

Для вычисления компонентов гравитационных ускорений, обусловленных воздействием гравитационного поля Земли, необходимо четыре раза на каждом шаге интегрирования от координат КА в системе координат J2000 переходить, используя матрицу совместного учета прецессии и нутации, к координатам КА в системе координат, определенной 0^h гринвичского времени текущей даты по формулам данного раздела. Затем, для перехода к гринвичской системе координат (ГСК), необходимо воспользоваться матрицей поворота вокруг оси вращения Земли

$$M = \begin{vmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma & 0 \\ -\sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

где $\gamma = S + \omega \times \text{UTC}$;

S – гринвичское истинное или среднее звездное время в 0^h всемирного времени;

ω – скорость вращения Земли;

UTC – всемирное время от 0^h рассматриваемой даты.

По найденным координатам КА в ГСК могут быть вычислены компоненты гравитационного ускорения g_φ , g_λ , g_r по формулам, приведенным в данном разделе для сферической системы координат. Эти гравитационные ускорения легко перепроектировать в ГСК. Затем необходим перевод найденных ускорений в систему координат J2000. Для этого найденный вектор ускорения умножается на матрицу M^{-1} , обратную матрице поворота вокруг оси вращения Земли. Далее преобразованный вектор умножается на матрицу, обратную матрице прецессии и нутации. Так как матрицы P_1 , P_2 , P_3 , N_1 , N_2 , N_3 , M ортогональные, то матрица M^{-1} и матрица, обратная к матрице прецессии и нутации, получаются из исходных матриц транспонированием.

После всех приведенных вычислений может быть проведен первый шаг интегрирования по методу Рунге – Кутта. Все следующие операции метода Рунге – Кутта аналогичны приведенным.

Для проверки правильности вычислений по методу Рунге – Кутта и оценки погрешностей округления при использовании малых шагов при математическом моделировании предполагается использовать параллельно с методом Рунге – Кутта метод Грегга – Булирша – Штера.

При разработке алгоритмов предлагается ввести процедуру минимизации погрешностей. Накопление ошибок расчета может быть компенсировано коррекцией расчета, проводимой по кодовым командам с Земли с необходимой частотой. Суть коррекции состоит в использовании при численном интегрировании с некоторого момента времени, заданного в кодовой команде (КК), точных параметров вектора состояния, определенных в наземных условиях и переданных на борт в составе КК, а не вектора состояния, полученного в конце предыдущего шага интегрирования. Периодичность коррекции определяется после разработки программ для математического моделирования, определения числа операций в ПО и проработки возможности передачи на борт необходимого объема информации.

Схема отработки алгоритма решения задачи. Так как коэффициенты разложения в ряд гравитационного поля Земли на сегодняшний день не стандартизованы, разные организации используют свои данные для коэффициентов разложения. Опыт применения набора коэффициентов, полученных из разных организаций, показал для одних и тех же расчетов при одинаковых начальных значениях, что уже через 5-10 часов полета вектора состояния, полученные с использованием разного набора коэффициентов, начинают существенно отличаться друг от друга. Поэтому при математическом моделировании обычно используют набор коэффициентов, выданный Заказчиком как соответствующее приложение к техническому заданию (ТЗ) на БСУ.

В связи с тем, что описанная задача требует при ее полной реализации без упрощений большого количества вычислений и высокой точности расчетов, ее реализация на борту затруднительна. Поэтому одним из существенных вопросов при разработке бортового ПО является вопрос о допустимости ввода в расчетную схему разного рода упрощений для уменьшения количества вычислений без значимой потери точности. Для проверок возможности ввода упрощений необходимо наличие «эталона» – программы, способной проводить на персональном компьютере точные вычисления вектора состояния в любой момент полета. Наличие такого эталона позволяет вводить в полную расчетную схему разного рода упрощения и из сравнения с «эталонном» делать выводы о возможности или невозможности введения данных упрощений. Желательно в приложении к ТЗ определить, что является эталоном для решения описанных задач навигации.

8.7. Расчет целеуказаний для управления остронаправленной антенной

Расчет вектора направления остронаправленной антенны на наземный измерительный пункт производится на каждом такте БЦВС по известным значениям параметров вектора состояния КА, полученным при помощи бортового прогноза (подход к организации бортового прогноза изложен выше), параметрам текущей ориентации КА и заданным координатам НИП.

Так как вектор состояния считается на борту в системе координат J2000, а параметры НИП задаются в Гринвичской системе координат, то для определения требуемого положения оси диаграммы направленности ОНА (прямой «КА–НИП») необходимо предварительно пересчитать координаты НИП в систему координат J2000. Решение этой задачи выполняется с учетом матриц прецессии и нутации Земли и текущего значения звездного времени.

По известным координатам КА и НИП требуемое положение оси диаграммы направленности ОНА относительно системы координат J2000 после этого вычисляется из геометрических соотношений. Во время орбитального полета по данным ГИВУС постоянно вычисляется кватернион ориентации связанной системы координат КА относительно инерциальной системы координат J2000. Положение оси диаграммы направленности ОНА пересчитывается в связанную систему координат КА с использованием указанной матрицы ориентации. После этого выполняется расчет значений углов наведения ОНА относительно ПСК ее поворотного устройства.

Погрешность расчета углов (без учета погрешности начального задания параметров орбитального движения КА) определяется точностью баллистического прогноза, текущего звездного времени, ориентации КА и геодезических координат НИП.

Требуемый уровень точности будет обеспечиваться за счет надлежащей частоты обновления начальных условий указанных выше параметров из НКУ. Типовые процедуры подобных коррекций подлежат определению в процессе рабочего проектирования.

9. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СМЕЖНЫМИ СИСТЕМАМИ

Система управления смежными системами (СУСС) – это программно-аппаратный комплекс, основным назначением которого является управление смежными системами через блоки силовой автоматики, в том числе получение данных от этих систем.

В перечень задач СУСС входят вопросы управления и диагностики такими смежными системами, как аппаратура ориентации солнечных батарей (АОСБ), система обеспечения тепловых режимов (СОТР), аппаратура регулирования и контроля средств электроснабжения и другие, а также некоторые вспомогательные задачи управления целевой аппаратурой.

Ниже приводится описание задач, решаемых СУСС для обеспечения функционирования отдельных систем.

9.1. Взаимодействие с разгонным блоком

Подсистема взаимодействия с разгонным блоком (РБ) функционирует на этапе совместного полета РБ и космического аппарата (КА).

Взаимодействие бортовой системы управления (БСУ) с разгонным блоком осуществляется по командам «Вкл. СУ» и «КО» («Отделение КА от РБ») и сигналу «СУ включена» (рис. 9.1).

Ориентировочно за 25 минут до расчетного времени «КО» разделения космического аппарата с разгонным блоком из СУ РБ в блок управления и контроля (БУК) через разъем связи «РБ–КА» по трем независимым каналам поступает импульсная команда «Вкл. СУ».

Команда «Вкл. СУ» в БУК запоминается и мажоритируется, при этом одновременно подается питание на все четыре тракта питания вычислительного ядра (ВЯ) БУК и блокируется выдача команд в подсистемы СУ и смежные системы.

По включении вычислительного ядра БУК проводит расширенный тест встроенного контроля. После окончания тестирования ВЯ БУК формирует в каждой грани слово состояния грани и признак «СС» (состояние ВЯ БУК) и формирует команду на включение бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС).

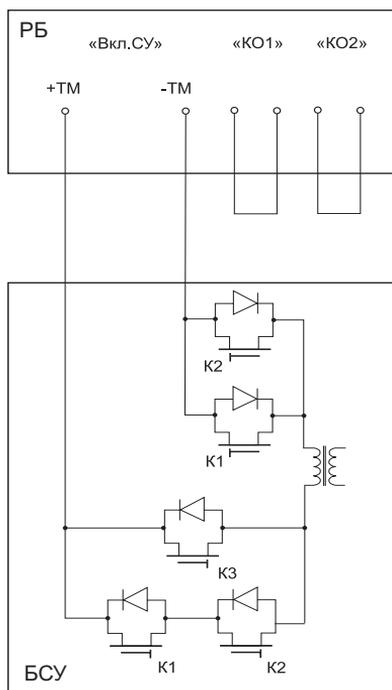


Рис. 9.1 Схема электрического взаимодействия БСУ и РБ

После завершения тестов контроля БЦВС формирует признак готовности вычислительного ядра («Гот. ВЯ») и передает его в БУК. По этому признаку в БУК производится разблокировка силовой электроники, формируется телеметрический параметр в систему телеметрической информации РБ «СУ включена» и начинается аппаратный контроль переключки «КО» от РБ.

При отделении КА от РБ происходит разрыв трех переключек в разьеме связи «КА–РБ». В вычислительном ядре БУК формируется признак контакта отрыва, по которому разворачивается дальнейшая циклограмма работы СУ на участке автономного полета КА.

9.2. Управление подсистемой подрыва пиросредств

Подсистема подрыва пиросредств представляет собой функциональный тракт управления и контроля пירוустройств (ПУ) и включает:

- устройство соединительное контроля (УС контроля);
- устройство коммутации силового питания (УКСП);
- формирователь шин пиротехнических устройств (ФШПУ);
- устройство коммутации пиротехнических устройств (КМПУ-1);
- устройство контроля пиротехнических устройств (УКПУ);
- устройство интерфейсное.

УС контроля служит для подачи питания 27 В от системы электроснабжения (СЭС) и содержит логическую цепочку, которая может использоваться как ступень защиты ПУ от несанкционированного подрыва.

УКСП содержит мажоритарную схему подключения напряжения 27 В, которая управляется командами К1 и К2, выдаваемыми из вычислительного ядра СУ, и является ступенью защиты ПУ.

ФШПУ содержит мажоритарную схему подключения напряжения питания 27 В, которая управляется командой К3, выдаваемой из вычислительного ядра СУ, и является ступенью защиты ПУ.

КМПУ-1 служит для коммутации команд управления на подрыв ПУ, которые также являются мажоритарными, и формирует сигнал для фиксации факта прохождения тока через нити пиропатронов (эхо-контроль)

УКПУ содержит генератор безопасного тока и цифровой мультиметр, что позволяет производить контроль целостности ПУ при наземных испытаниях.

Программное обеспечение (ПО) управления пиросредствами включает в себя программные модули, обеспечивающие подрыв ПУ в полете и ПО наземного контроля.

При работе на орбите программа обеспечивает:

- формирование шин ПУ и подачу напряжения 27 В на шины;
- требуемую задержку до момента выдачи команд на подрыв пиропатронов;
- выдачу команд из ВЯ СУ на подрыв групп пиропатронов;
- анализ сигналов эхо-контроля прохождения тока через каждую нить и, в случае отсутствия эхо-сигналов, трехкратное повторение команд на подрыв;

- формирование признака «Отказ» в случае отсутствия эхо-сигналов;
- формирование признака «Подрыв ПЭ» для блокирования повторного включения программы.

В процессе работы программы на орбите регистрируется телеметрическая информация, которая содержит данные о выдаче команд на подрыв пиропатронов и запись эхо-сигналов о прохождении тока через каждую нить пиропатронов или признаки отказа.

Структура ПО СУСС обеспечивает возможность повторной выдачи команд на подрыв ПУ. В этом случае подрыв инициируется командно-программной информацией, формируемой и передаваемой на борт КА наземным комплексом управления (НКУ) по результатам анализа телеметрической информации (ТМИ).

Наземный контроль функционального тракта ПУ для проверочных включений в составе системы включает:

- контроль исходного состояния шин ПУ, наличие напряжения и подключение УКПУ;
- контроль напряжения между шинами ПУ;
- контроль сопротивления утечки между шинами + 27 В и – 27 В, между шиной + 27 В и корпусом и между шиной – 27 В и корпусом;
- контроль мажоритаров команд К1 и К2;
- контроль мажоритаров команды К3;
- контроль мажоритаров команд управления ПУ для каждой нити ПУ токами обтекания;
- контроль разобщенности групп ПУ между собой и отсутствия посторонних сигналов.

Регистрация результатов прохождения контрольных тестов при проведении испытаний производится следующим образом:

- во время прохождения теста все контролируемые параметры (счетчик этапов теста, контролируемые напряжения и сопротивления, таблицы эхо-сигналов о прохождении безопасного тока через нити пиропатронов, признаки прохождения штатных программных модулей) выводятся на экран монитора пульта управления;

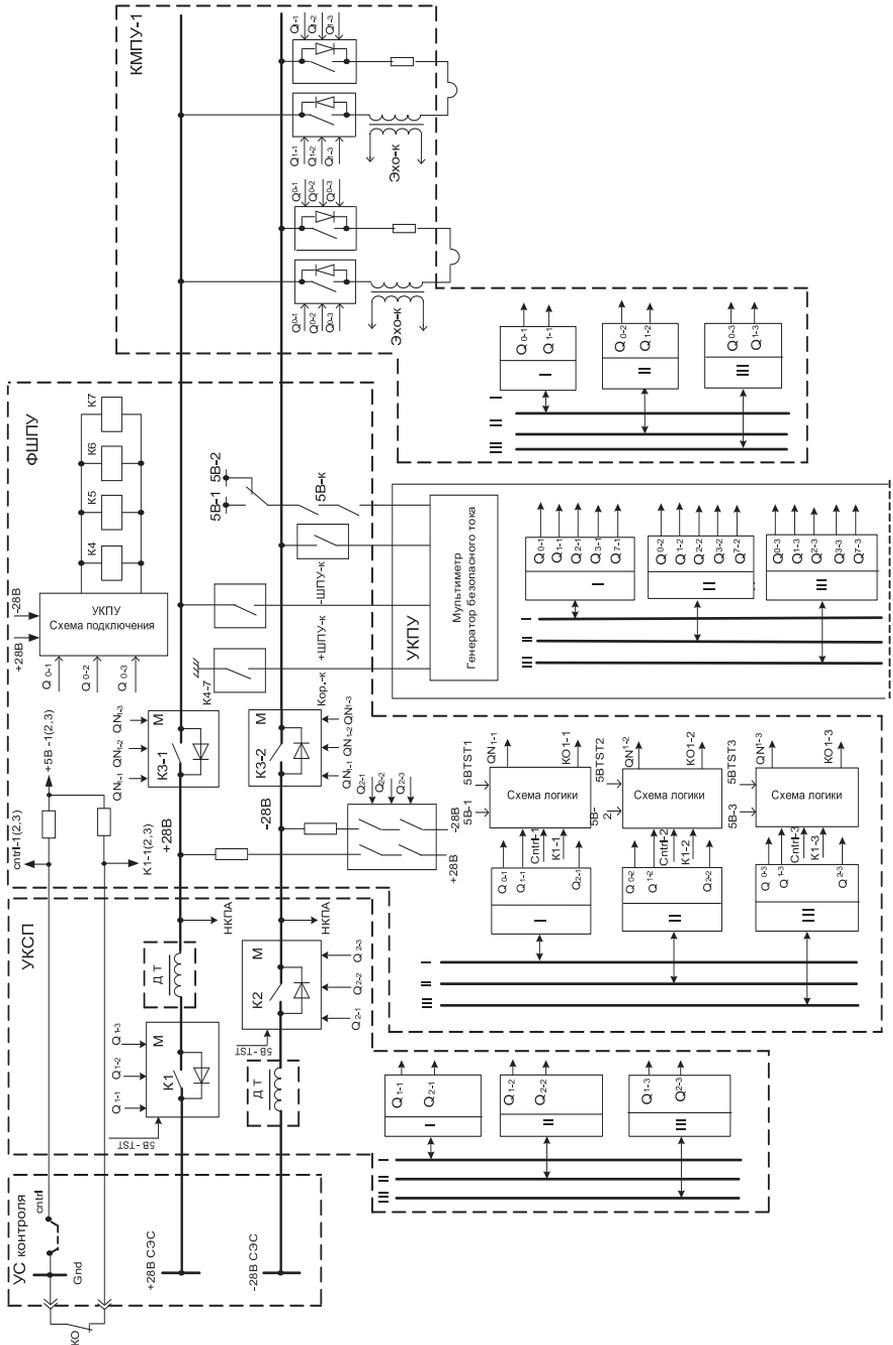


Рис. 9.2 Функциональная схема контроля и управления тракта пирозлементов

– во время проведения тестов контроля производится регистрация результатов теста в протоколе НКПА (наземной контрольно-проверочной аппаратуры);

– во время проведения испытаний производится запись ТМИ.

По результатам прохождения тестов на экран НКПА выводятся сообщения о нормативности (или отказе) конкретной проверки.

Функциональная схема контроля и управления тракта пироэлементов (ПЭ) приведена на рис. 9.2.

9.3. Управление системой электроснабжения

Бортовая система управления (БСУ) передает в систему электроснабжения управляющие команды и принимает от нее сигналы, характеризующие состояние СЭС. Количество команд управления и сигналов диагностики определяется типом СЭС, устанавливаемой на борту КА, однако принципы организации взаимодействия одинаковы для всех КА.

Управление СЭС осуществляется по сигналам (по кодовым командам) от НКУ. Для диагностики СЭС формируются признаки, по которым осуществляется:

- отключение определенных нагрузок и их восстановление при снятии признаков, формируемых по сигналам от СЭС,
- приведение СУ в исходное (выключенное) состояние.

Так, например, СУ для КА «Экспресс-МД1» принимает от СЭС три длительных сигнала ограничения нагрузки «ОН», формируемых тремя независимыми датчиками. При наличии не менее двух сигналов «ОН» система управления производит отключение нагрузок от СЭС за время не более 16 сек от момента их поступления. Функциональная схема взаимодействия СУ с СЭС приведена на рис. 9.3.

Особым режимом взаимодействия СУ с СЭС является так называемый режим «тестирования», в котором осуществляется контроль запаса и восстановления емкости аккумулятора СЭС.

В этом режиме по командам с НКУ производится принудительный разряд СЭС до формирования последнего сигнала «ОН», при этом

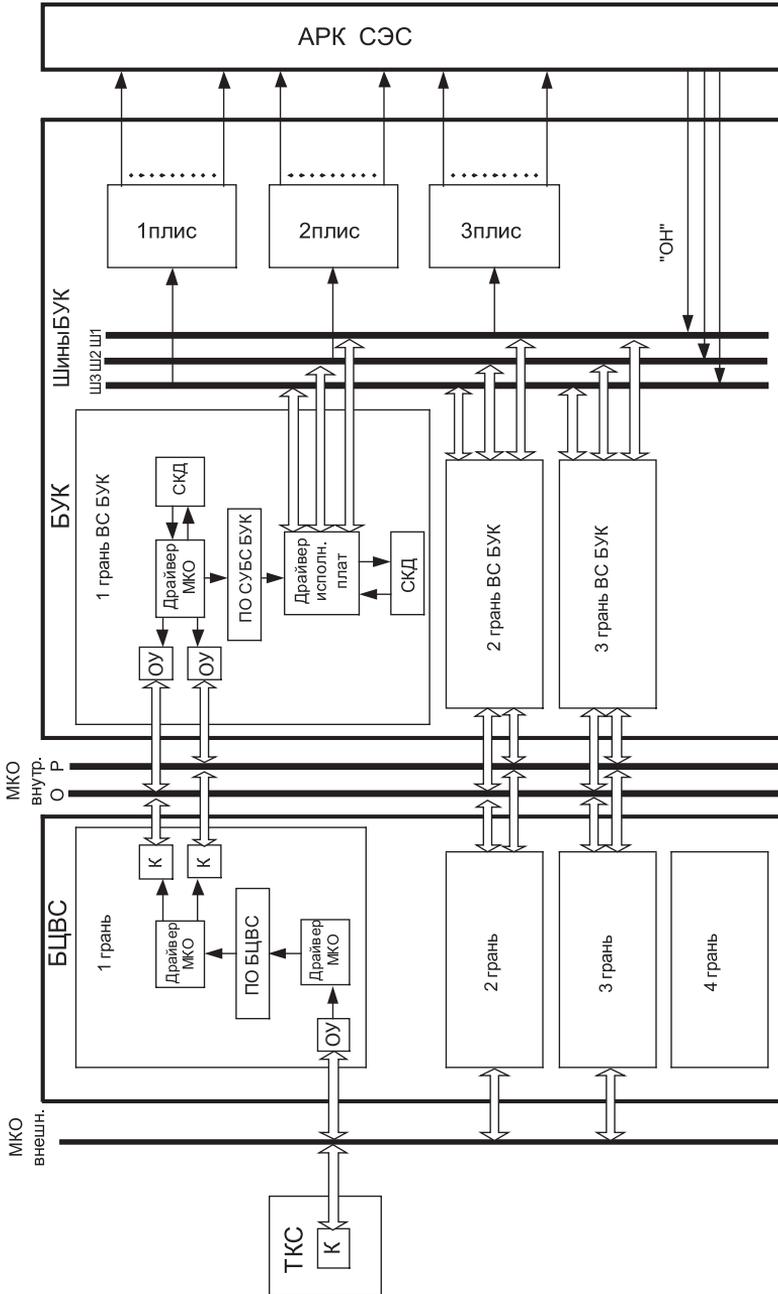


Рис. 9.3 Функциональная схема взаимодействия БСУ с СЭС

СУ не реагирует на его появление. Режим проводится при оперативном контроле НКУ за температурой СЭС и прекращается в случае превышения определенного значения температуры. В СУ введена защита от ошибочной выдачи команд на тестирование батарей.

9.4. Управление ориентацией солнечных батарей

Системы энергоснабжения, устанавливаемые на борту космических аппаратов, различаются между собой как количеством солнечных батарей (СБ), так и возможностями аппаратуры систем ориентации солнечных батарей (СОСБ).

В качестве примера рассмотрим принципы управления и контроля системой ориентации одной СБ для КА «Электро-Л».

Состав тракта управления

В состав тракта, обеспечивающего управление ориентацией СБ относительно Солнца, входят (рис. 9.4):

- алгоритмы управления СОСБ, реализованные в бортовой системе управления;
- привод, на выходном валу которого жестко закреплены СБ, датчик угла (ДУГ) и датчик фиксированного положения (ДФП);
- блок электроники (БЭ), имеющий два канала резервирования (один в холодном резерве) и обеспечивающий сопряжение СОСБ с бортовой системой управления.

Информация об угловом положении СБ от датчика угла поступает в БСУ через БЭ в виде периодов следования импульсов. Кроме того, информация об угловом положении СБ от датчика угла в виде шестиразрядного кода и от ДФП в виде четырехразрядного кода также поступает в БСУ через телеметрическую систему (ТМС).

Управление СОСБ осуществляется при помощи команд переключения каналов резервирования, отключения, движения («Вперед», «Назад», «Останов»), установки в фиксированные положения (0° , 90° , 180° , 270°). Ориентация СБ на Солнце осуществляется по информации, формируемой системой управления движением (СУД). Кроме того, алгоритмы СУД формируют сигналы на запрет движения СБ.

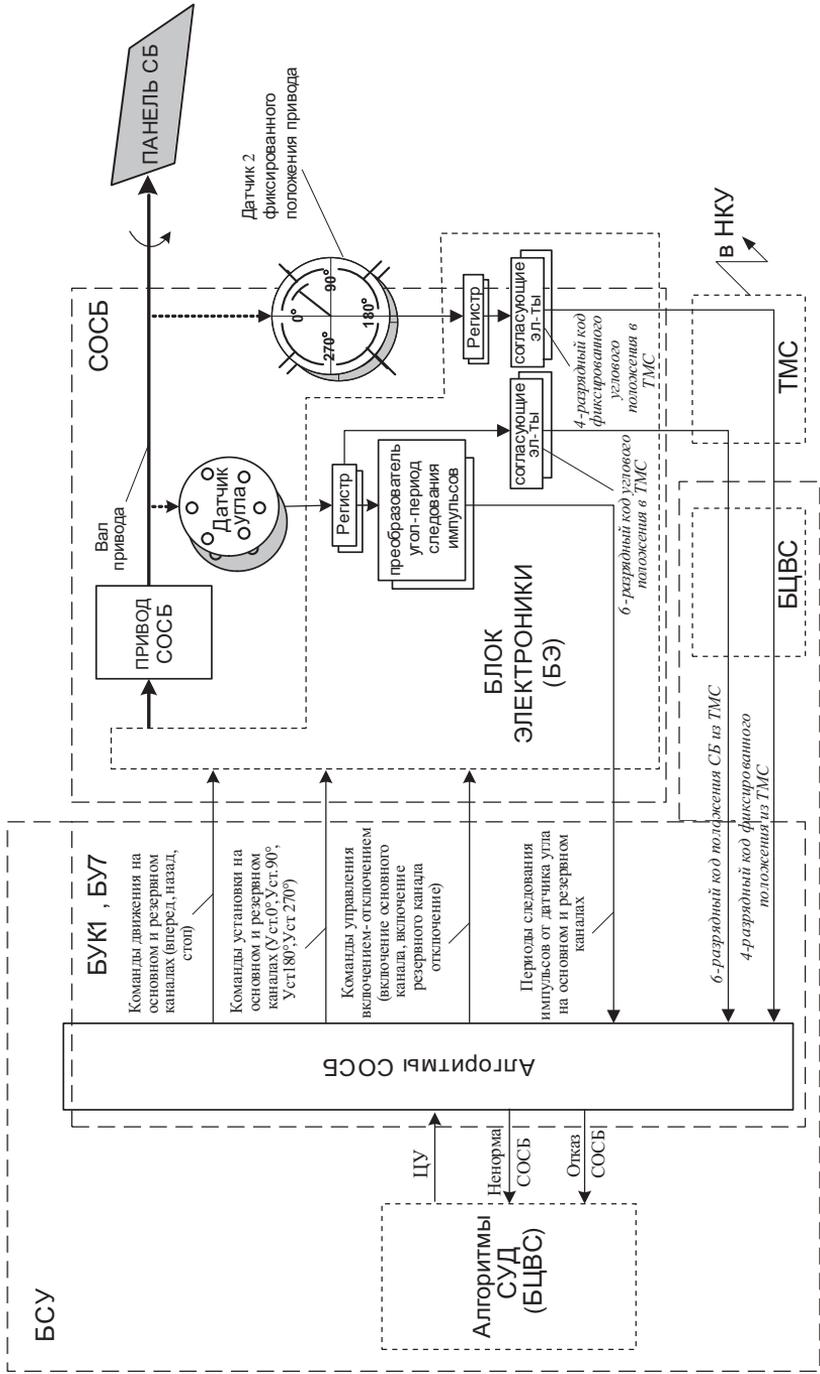


Рис. 9.4 Структура тракта СОСБ КА «Электро-Л»

Организация управления системы ориентации солнечной батареи основана на взаимодействии ряда алгоритмов, которые обеспечивают выполнение следующих функций:

- формирование команд управления движением и установкой выходного вала привода СОСБ в соответствии с задаваемым СУД углом и информацией от датчика угла и датчика фиксированного положения;
- формирование команд на переключение каналов резервирования СОСБ и отключение СОСБ;
- первичную обработку информации от ДФП и датчика угла с целью получения достоверной информации об угловом положении выходного вала привода СБ;
- контроль состояния аппаратуры СОСБ по информации датчика угла и ДФП с учетом текущего режима управления и формирование соответствующих признаков текущего состояния;
- выбор и переключение режима управления СОСБ при нештатных ситуациях на основе анализа текущего состояния;
- выдачу команд на остановку выходного вала привода при переключении каналов резервирования, смены режимов управления, а также в случае получения от СУД признака запрета на движение выходного вала привода;
- формирование телеметрических массивов контрольной информации текущего состояния СОСБ для передачи в НКУ;
- блокировку автоматического управления и формирование команд управления приводом в соответствии с командами, выдаваемыми из НКУ;
- изменение рабочей конфигурации по командам из НКУ.

Алгоритмы взаимодействия с СОСБ обеспечивают следующие режимы работы:

- автоматический;
- по командам управления, формируемым из НКУ.

В режиме работы по командам управления, формируемым из НКУ, автоматический режим работы СОСБ блокируется.

Автоматический режим работы

В автоматическом режиме работы алгоритм взаимодействия с СОСБ реализует различные режимы управления с использованием для управления различных команд и датчиков. Предусматриваются следующие автоматические режимы управления на основном или резервном каналах блока электроники СОСБ:

- режим управления при помощи команд управления движением СБ («Вперед», «Назад», «Останов») по расчетному углу с коррекцией в последовательном коде или в шести разрядном параллельном коде от датчика угла, поступающего в БСУ из блока электроники СОСБ через ТМС;
- режим управления при помощи команд управления движением по расчетному углу с коррекцией от четырех разрядного кода ДФП;
- два режима управления при помощи команд установки с контролем положения по информации от четырех разрядного кода ДФП.

При выполнении одного из режимов все остальные автоматически блокируются, при этом все режимы работы начинают действовать только после выдачи соответствующей команды на разрешение автоматической работы из НКУ.

При наличии признака запрета движения выходного вала привода, формируемого СУД, во время работы в любом из автоматических режимов алгоритм СОСБ осуществляет остановку движения выходного вала привода и блокировку выдачи команд. При снятии признака запрета движения выходного вала привода алгоритм управления СОСБ обеспечивает разблокировку выдачи команд и продолжение работы заданного режима.

Управление СОСБ во всех автоматических режимах осуществляется на основании расчета углового положения выходного вала привода СОСБ. Корректировка расчетного угла производится при изменении достоверных показаний датчика угла или датчика фиксированных положений в зависимости от режима управления. Алгоритм СОСБ определяет рассогласование между расчетным и заданным углом и осуществляет движение выходного вала привода по кратчайшему пути для его снятия [15].

В автоматических режимах управления по командам движения алгоритм СОСБ при достижении рассогласования между заданным и расчетным углом более порога срабатывания формирует команду на движение выходного вала СОСБ, а при достижении порога отпускания – команду на остановку движения выходного вала СОСБ. Значения порогов срабатывания и отпускания, характеристики расчетной угловой скорости СБ могут корректироваться из НКУ.

В режимах управления с использованием команд установки алгоритм СОСБ обеспечивает управление приводом на основании заданного от СУД угла и расчетного угла с помощью команд установки в фиксированные положения. В первом варианте режима управления с использованием команд установки команды выдаются в случае, если угловое рассогласование между расчетным и заданным углом больше допустимой величины 45° , при этом алгоритм формирует команды установки в новое фиксированное положение. Во втором варианте алгоритм управления СОСБ распознает фиксированное значение заданного угла (0° , 90° , 180° , 270°) и только после этого формирует команды установки.

Режим работы по командам управления, формируемым из НКУ

При помощи команд, выдаваемых из НКУ, можно осуществлять как принудительный выбор режима управления, так и разрешать алгоритму управления СОСБ самостоятельно выбирать режим управления в зависимости от состояния тракта. Кроме того, из НКУ можно производить настройку глубины и принципов контроля вплоть до полной блокировки, осуществлять переключение каналов резервирования, выдавать команды движения и установки, корректировать значение расчетного угла.

Данный режим работы используется при отказах датчиков углового положения СБ. Оператор НКУ по данным энергоприхода определяет положение СБ относительно Солнца и выдает команды для минимизации угла рассогласования нормали к рабочей поверхности СБ относительно направления на Солнце. После этого с учетом параметров орбиты КА в БСУ рассчитываются и закладываются на борт команды движения или установки многократного исполнения,

формируемые в заранее рассчитанные моменты времени для ориентации СБ относительно Солнца.

Организация контроля

В автоматическом режиме управления обеспечиваются следующие виды контроля:

- по наличию достоверной информации от датчика угла;
- по характеру изменения шести разрядного кода положения от датчика угла или от ДФП;
- по наличию изменения достоверного значения от датчика угла во время движения привода за допустимое время [16];
- по отсутствию изменения показаний ДУГ после выдачи команды «Останов» [17];
- по направлению движения привода;
- по факту установки выходного вала привода в заданное фиксированное положение за фиксированное время.

Кроме того, алгоритм СОСБ обеспечивает:

- формирование массива для передачи в цифровую телеметрическую информацию (ЦТМИ) признаков состояния СОСБ;
- сохранение необходимой информации для продолжения работы СОСБ в случае прерывания режима из-за переключения с канала на канал, перехода работы с одного режима управления на другой, выполнения запрета на движение выходного вала привода и т.п.

При невыполнении критериев работоспособности СОСБ алгоритм формирует соответствующие признаки отказов и команды для перехода на другой работоспособный канал во всех разрешенных режимах управления, а в случае исчерпания резерва формируется команда на отключение СОСБ.

Дальнейшее взаимодействие с СОСБ определяется логикой работы программного обеспечения БСУ в нештатных ситуациях.

Рассмотренный алгоритм управления и контроля используется также для управления системой ориентации КА «Спектр-Р», предполагается его использование в КА «Спектр-УФ», «Спектр-РГ», «Электро-2Л».

Взаимодействие с приводами раскрытия СБ

Средства раскрытия СБ включают в себя:

- пиросредства для удержания СБ в транспортном положении;
- приводы раскрытия панелей СБ.

Раскрытие панелей СБ происходит при включении привода (подаче напряжения питания) после расчеховки солнечных батарей и осуществляется по циклограмме, определяемой типом используемого привода. В том случае, если для данного привода характерно отсутствие сигналов диагностики состояния, циклограмма раскрытия заключается в выключении привода через заданное время после подачи на него напряжения питания.

Если же используемый привод обеспечивает СУ сигналами диагностики состояния (сигналы микропереключателей), то циклограмма раскрытия СБ разбивается на следующие последовательные этапы, каждый из которых начинается при положительном завершении предыдущего:

- Контроль расчеховки СБ.
- Контроль раскрытия СБ и выключение привода. При отсутствии сигналов, характеризующих завершение раскрытия СБ, выключение привода осуществляется по времени.
- Ожидание команды НКУ на окончание работы алгоритма при отсутствии сигналов о завершении раскрытия СБ.

Алгоритм взаимодействия с приводами раскрытия СБ построен таким образом, что на каждом из вышеперечисленных этапов (при их незавершении) обеспечивается возможность работы по командам от НКУ, позволяющим проводить повторный подрыв ПЭ и включение/отключение двигателей приводов.

9.5. Управление средствами обеспечения тепловых режимов

Управление средствами обеспечения тепловых режимов осуществляет блок управления и контроля. Блок выдает команды на включение и отключение нагревательных элементов (НЭ) СОТР. Формирование команд управления осуществляется по трем независимым каналам вычислительной системы БУК.

В процессе полета СУ обеспечивает управление независимыми группами нагревателей, каждая из которых содержит несколько соединенных параллельно нагревателей. Перед началом управления НЭ осуществляется контроль целостности цепей питания НЭ с помощью датчиков тока, включенных последовательно в цепь питания нагревателей. Контроль проводится путем сравнения полученной величины тока в цепи с заданным пороговым значением при включении каждого нагревателя отдельно. По окончании режима контроля СОТР переходит в штатный режим управления НЭ.

В алгоритме управления СОТР предусмотрены три режима регулирования:

- терморегулирование – регулирование состоянием НЭ по температуре;
- временное регулирование – регулирование состоянием НЭ по времени с учетом времени года и времени суток;
- регулирование состоянием НЭ по командам от НКУ.

Режимы работы СОТР могут сочетаться, т.е. одни группы нагревателей могут быть в режиме временного регулирования, другие – в режиме терморегулирования, а третьи – в режиме управления по командам от НКУ.

Управление НЭ в режиме терморегулирования осуществляется по осредненному значению показаний трех датчиков температуры данной группы нагревателей (достоверная температура), находящихся в определенной точке КА. После получения из системы телеметрической информации данных от датчиков температуры проводится оценка величин показаний на отсутствие рассогласования между ними более чем на величину допуска. Если показания одного из датчиков температуры отличаются от других на большую величину, то при управлении состоянием нагревателя информация этого датчика температуры не учитывается. В процессе полета предусмотрена возможность изменения допустимой величины рассогласования показаний датчиков температуры по команде от НКУ.

Включение и отключение НЭ каждой группы нагревателей производится по достижении осредненного значения показаний датчиков

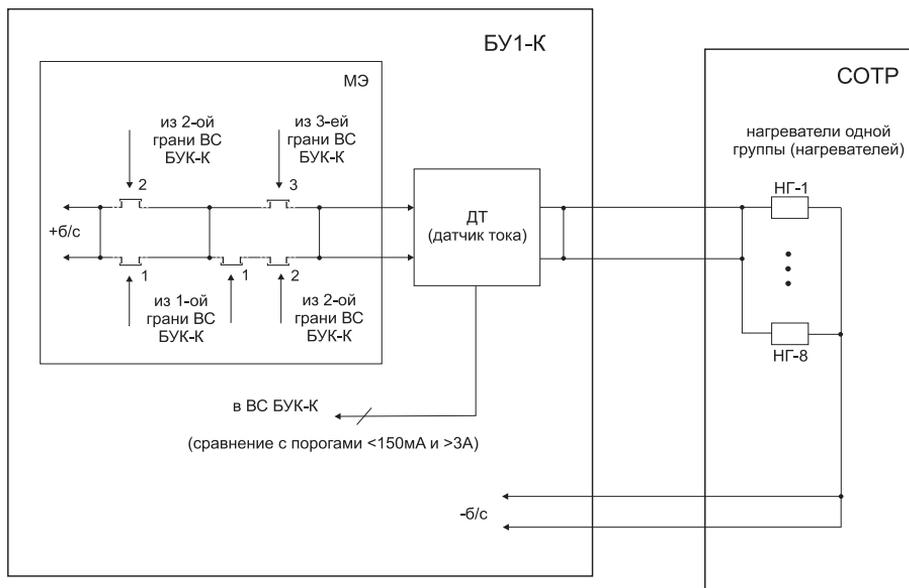


Рис. 9.5 Функциональная схема подключения нагревателей одной группы к блоку силовой автоматики

температуры в данной точке КА. В процессе полета предусмотрена возможность изменения значений температурных порогов включения и отключения НЭ любой независимой группы нагревателей по командам от НКУ.

В режиме временного регулирования включение и отключение НЭ группы нагревателей осуществляется по интервалам времени включенного и отключенного состояния нагревателя. Временные интервалы включенного или отключенного состояния нагревателей могут быть изменены с НКУ. Переход на временное регулирование НЭ группы нагревателей осуществляется по кодовой команде от НКУ или автоматически при наличии рассогласования показаний трех датчиков температуры данной группы нагревателей на заданную величину в течение заданного промежутка времени. При переходе на временное регулирование состояние НЭ группы нагревателей переводится в противоположное, т.е. если НЭ был включен, то он отключается, а

если он был отключен, то включается. С этого момента времени начинается отсчет временного интервала включения или отключения НЭ группы нагревателей.

Если НЭ находится в режиме временного регулирования, контроль состояния датчиков температуры данной группы нагревателей продолжается проводиться.

Режимы температурного и временного регулирования работы СОТР могут сочетаться, т.е. некоторые группы нагревателей в данный момент времени могут быть в режиме временного регулирования, а другие – в режиме терморегулирования.

Если в процессе полета возникла необходимость исключения НЭ данной группы нагревателей из управления, то это осуществляется по кодовым командам от НКУ. Наземный контроль СОТР включает:

- контроль целостности цепей питания нагревателей;
- контроль мажоритарара в части выдачи команд на НЭ;
- контроль отсутствия рассогласования в показаниях датчиков температуры данной группы нагревателей на заданную величину.

Функциональная схема подключения нагревателей одной группы к блоку силовой автоматики (БУ1-К) приведена на рис. 9.5.

9.6. Управление двигательной установкой

Двигательная установка малого космического аппарата состоит из электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) и газовой двигательной установки (ГДУ).

ЭРДУ используется для коррекции орбиты, приведения КА в рабочую точку орбиты и создания моментов для разгрузки.

Электроракетная двигательная установка включает в себя аппаратуру преобразования и управления двигательной установки (АПУ ДУ), восемь тяговых модулей (ТМ) и блок подачи ксенона (БПК1).

АПУ ДУ (блоки АПУ1 и АПУ2) как часть ЭРДУ управляется по алгоритмам ПО управления и контроля (УК) двигательной установки.

Программное обеспечение УК двигательной установки состоит из двух программных модулей:

- программное обеспечение обработки кодовых команд ЭРДУ (ПО КК ЭРДУ) – входит в состав функционального программного обеспечения (ФПО) БЦВС и формирует признак исполнения конкретной кодовой команды;
- программное обеспечение управления и контроля ЭРДУ (ПО УК ЭРДУ) – входит в состав ФПО вычислительной системы БУК.

Система управления согласно полетному заданию или требованиям разгрузки (но только после закладки на борт кодовой команды на разрешение работы с АПУ ДУ) формирует и выдает в ПО УК ДУ признаки управления $ТМ_i$ ($i=1÷8$) (единичное значение признака – «Включить $ТМ_i$ », нулевое – «Отключить $ТМ_i$ »), сопровождаемые признаком «Сеанс работы с ЭРДУ» (единичное значение формируется ПО СУ не позже поступления команды на «первое» в сеансе включение ТМ, а нулевое – не ранее поступления команды на «последнее» в сеансе отключение ТМ).

Алгоритмы ПО ДУ осуществляют управление и контроль ЭРДУ согласно собственной логике. При этом команды, сформированные ПО УК ЭРДУ, передаются в АПУ ДУ с помощью командных импульсов длительностью 0,6 секунды. Для каждого ненулевого значения командного слова формируются и выдаются в исполнительную плату (ИП) два байта информации и через шесть T_{CY} ($T_{CY} = 100$ мс – цикл системы управления).

Кроме того, ПО СУ принимает (осуществляет опрос) из АПУ ДУ для программного обеспечения управления и контроля шести функциональных сигналов.

При управлении ЭРДУ по кодовым командам из НКУ, передаваемым через телекомандную систему (ТКС), тракт поступления команд в агрегаты ЭРДУ представляет собой следующую цепочку:

а) программное обеспечение системы управления осуществляет прием кодовых команд для ПО КК ЭРДУ в оперативное запоминающее устройство БЦВС;

б) ПО КК ЭРДУ в момент времени исполнения КК (задается в составе КПИ КК) формирует номер кодовой команды (внутренний) для ПО УК ЭРДУ;

в) программное обеспечение системы управления реализует передачу номера кодовой команды из БЦВС (от ПО КК ЭРДУ) в вычислительную систему «БУК–МД» (к ПО УК ЭРДУ) по мультиплексному каналу обмена;

г) программное обеспечение управления и контроля ЭРДУ формирует и передает через ПО СУ команды управления в АПУ ДУ.

Коррекция значений настраиваемых параметров ЭРДУ осуществляется при помощи кодовых команд от НКУ.

Газовая двигательная установка включает в себя четыре газовых двигателя (ГД) малой тяги и блок подачи ксенона (БПК).

ГДУ предназначена для создания моментов относительно осей космического аппарата для разгрузки комплекса управляющих двигателей-маховиков в случае невозможности использования тяговых модулей электроракетной двигательной установки космического аппарата. Это случается:

- при отработке циклограммы управления на начальном участке полета (до готовности к работе ТМ);
- по информации из суточного полетного задания.

Формирование команд управления по подготовке ГДУ к работе реализуется СУСС в виде жесткой последовательности команд с учетом значений настраиваемых параметров (в том числе поправок к длительностям соответствующих операций):

– при первом включении СУ (от РБ или от ТКС) выполняется последовательность команд:

- 1) обогрев камер ГД;
- 2) управление пироклапанами;
- 3) заполнение 1-й магистрали БПК рабочим телом;
- 4) подготовка магистрали БПК к работе;

– при последующих включениях ГДУ выполняется последовательность команд:

- 1) обогрев камер ГД;
- 2) подготовка магистрали БПК к работе.

В процессе подготовки ГДУ осуществляется подача напряжения удержания на цепи питания электроклапанов (ЭК) ГДУ.

Команды на включение/отключение газовых двигателей формируются СУСС по признакам, полученным от системы стабилизации и ориентации (ССО). При этом реализуется следующая микроциклограмма управления ЭК двигателей:

- подключение ЭК к цепям питания (начало открытия ЭК) для включаемых ГД и отключение ЭК от цепей питания (закрытие ЭК) для отключаемых ГД;
- через одно $T_{СУ}$ подача напряжения открытия на цепи питания ЭК ГДУ;
- через два $T_{СУ}$ снятие напряжения открытия (завершение открытия ЭК включаемых ГД и перевод их на напряжение удержания).

Функциональный контроль работы ГДУ осуществляется алгоритмами ССО по оценке эффективности разгрузки комплекса управляющих двигателей-маховиков (КУДМ). При неэффективности разгрузки КУДМ осуществляется попытка автоматической смены рабочей ветви БПК.

Непосредственное управление работой агрегатами ГДУ (электроклапанами и нагревателями ГД и БПК) посредством передачи на борт кодовых команд не предусматривается.

Кодовые команды тракта управления ГДУ предназначены для:

- оперативного воздействия на работу ГДУ с НКУ (смена магистрали БПКЗ без остановки работы ГДУ, запрещение и разрешение работы с ГДУ для выполнения задач СУ);
- сброса давления в магистралях БПК при паузах в работе ДУ;
- обеспечения возможности в нештатных ситуациях использовать для подачи рабочего тела к ТМ блок БПК (режим «совместная работа ЭРДУ с БПК»).

Коррекция значений настраиваемых параметров ГДУ осуществляется при помощи кодовых команд от НКУ.

10. ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Телеметрия является одним из важнейших видов обеспечения работоспособности космического аппарата. Она позволяет производить удаленную диагностику бортовых систем во время штатной эксплуатации, а также анализ работоспособности и пригодности аппарата во время летных и наземных испытаний. Телеметрическое обеспечение включает в себя комплекс средств для сбора данных, в том числе:

- специальную аппаратуру (датчики, преобразователи сигналов и т.д.), измеряющую различные параметры работы всех бортовых систем и соответствующее 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 космического аппарата.

Обычно телеметрическую информацию подразделяют на аналоговую (датчиковую, сигнальную и т.п. – собранную с помощью специальной аппаратуры) и цифровую (которая образуется внутри бортовых вычислительных комплексов). В свою очередь, цифровая телеметрическая информация подразделяется на признаковую, параметрическую и кодовую. В дальнейшем под признаковой информацией будем понимать цифровую сигнальную информацию (например команды на включение или отключение различных устройств), полученную в вычислительной системе КА. Под параметрической информацией будем понимать цифровую информацию вычислительной системы, позволяющую производить характеристическую оценку работы бортовых систем (навигационные параметры бортовой системы управления (БСУ), токи, температуры и т.д.). Под кодовой информацией будем понимать информацию, передающую специальный код, однозначно определяющий состояние КА или бортовой системы (например тип принятого полетного задания на КА «Экспресс-МД1» кодировался в

специальном параметре и различные его значения обозначали, что на данный момент идет прием полетного задания (ПЗ) для управления системой управления движением (СУД) или для управления системой телеметрических измерений (СТИ). Такая классификация цифровой телеметрической информации (ЦТМИ) позволяет упростить процесс проектирования системы цифрового телеметрического обеспечения.

10.1. Система формирования цифровой телеметрической информации

Система формирования цифровой телеметрической информации (ТМИ) предназначена для сбора, упаковки и передачи на Землю данных о состоянии космического аппарата и его служебных систем.

Система управления современного космического аппарата представляет из себя развернутую вычислительную сеть, где с помощью цифровых каналов могут быть соединены более десятка вычислителей. Примером может служить структурная схема сбора телеметрической информации КА «Монитор-Э» (рис. 10.1).

На схеме обозначено:

БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система;

КПУ – коммутационно-преобразующее устройство;

АД(0-2) – астродатчики;

ПСА – панхроматическая съёмочная аппаратура;

РДСА – распределенного доступа съёмочная аппаратура;

АСН – аппаратура спутниковой навигации;

СТИ – система телеметрических измерений;

БАКИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы;

АТМИ – аналоговая телеметрическая информация.

В данной системе работает 19 цифровых вычислителей, поэтому основной поток информации о состоянии объекта представляет из себя цифровую телеметрию, передаваемую по цифровому мультиплексному каналу обмена (МКО), функционирующему в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 [8]. Система телеметрических измерений принимает ТМИ по аналоговым каналам, в основном это ТМИ системы электроснабжения (СЭС) и терморегулирования (СОТР) КА. Далее

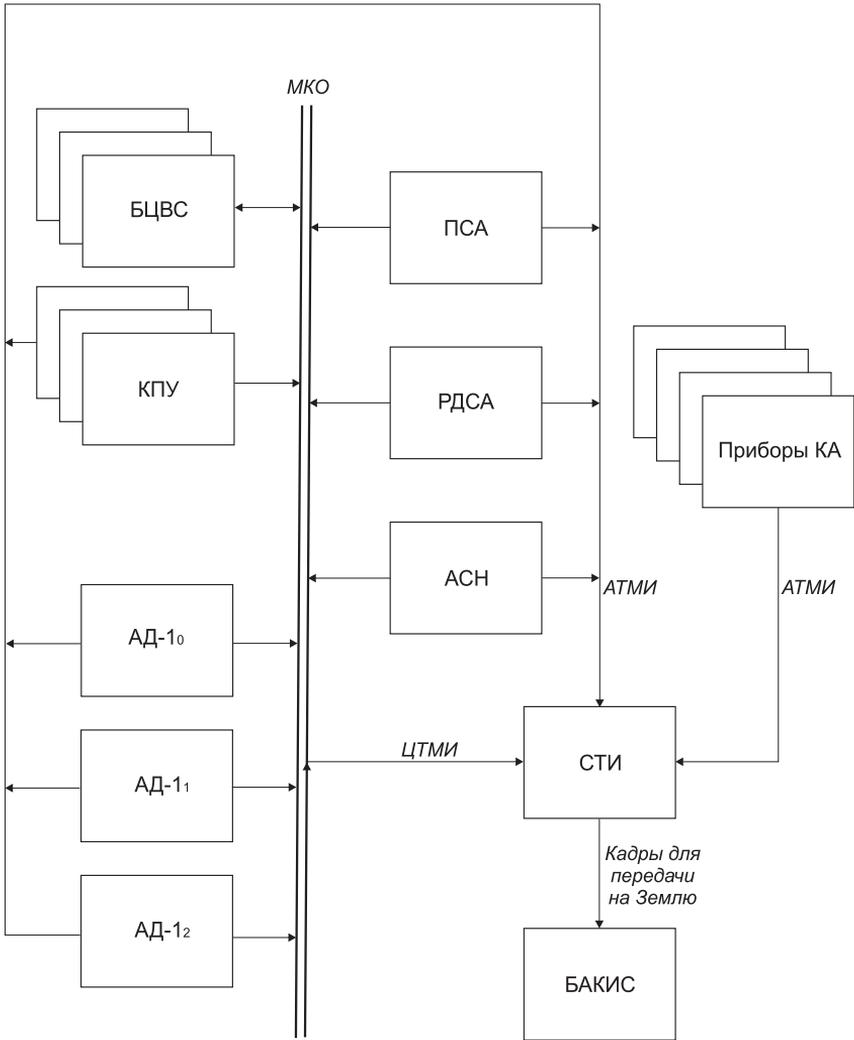


Рис. 10.1 Структурная схема сбора телеметрической информации КА «Монитор-Э»

СТИ упаковывает собранные данные в пакеты объемом по 512 байт и передает их на вход передающего устройства бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БАКИС), где происходит их преобразование к виду, пригодному для передачи по эфиру.

СТИ состоит из следующих функциональных устройств: вычислительного устройства приема ЦТМИ, устройства опроса аналоговой ТМИ и устройства взаимодействия с БАКИС. Устройство приема ЦТМИ обеспечивает прием по МКО до 14-ти посылок по 32 слова от цифровых абонентов СТИ. При приеме семи посылок СТИ (размер основного кадра СТИ составляет 512 байт и может в себя включать семь фрагментов ЦТМИ, запись в запоминающее устройство (ЗУ) или передачу информации в БАКИС СТИ осуществляет целыми кадрами), по окончании предыдущего цикла записи в ЗУ, формирует пакет информации и записывает его в ЗУ или на вход буфера обмена с БАКИС в зависимости от текущего режима. Устройство опроса аналоговой ТМИ формирует пакет аналоговой ТМИ со скоростью опроса заданной БСУ или установленной по умолчанию и передает его в ЗУ или на вход буфера обмена с БАКИС в зависимости от текущего режима. Устройство взаимодействия с БАКИС предназначено для приема разовых команд для СТИ и передачи их в передающее устройство ТМИ.

Вся активная телеметрическая информация о функционировании агрегатов и систем современного космического летательного аппарата представлена в цифровом виде. Также в цифровом виде может быть представлена некоторая пассивная информация.

Под активной информацией будем понимать все виды информации, участвующие в процессе управления аппаратом, в том числе и через наземный контур управления. Под пассивной информацией будем понимать информацию системы, по которой не производится управление.

Для оценки состояния бортовых систем космического аппарата в основном необходима активная составляющая всей информации космического аппарата. Пассивная информация может передаваться на Землю только для анализа состояния агрегатов космического аппарата (при различных нештатных ситуациях (НШС)) или для диагностики и определения степени износа агрегатов.

Передача различных видов телеметрической информации на Землю должна обеспечивать диагностику функционирования систем КА, диагностику возможности выполнения КА своей целевой функции в случае возникновения различных НШС и возможность выяв-

ления причин, повлекших возникновения отказов, для обеспечения надежности будущих изделий.

Современная система управления является достаточно сложной логической системой. Взаимодействие между компонентами осуществляется в основном посредством выставления различных флагов состояний. Поэтому очень большая часть активной информации является признаковой. Признаковая информация обладает некоторыми особыми свойствами: признаковые параметры изменяют свои значения только при прохождении определенных изменений. Таким образом, у каждого признакового параметра существует некая максимальная частота обновления, которая зависит от частоты изменения состояний телеметрируемой системы.

Кроме признаковой информации на борту формируются физические параметры, являющиеся также активной информацией. Данные параметры могут изменяться с любой частотой, доступной в системе (либо с частотой вычисления параметра, либо с частотой опроса параметра). Большинство пассивных параметров являются физическими параметрами.

Основные задачи при проектировании системы сбора и передачи телеметрической информации:

- обеспечение максимальной степени сжатия телеметрического потока;
- обеспечение минимальных затрат вычислительной мощности на кодирование потока телеметрической информации;
- обеспечение максимальной защиты от искажений телеметрической информации.

Решение данных задач может достигаться различными способами. Однако выбор оптимального решения в каждом конкретном случае должен производиться по специальным методикам.

Например, для низколетящего спутника дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э» была разработана следующая система упаковки ЦТМИ.

Весь возможный объем телеметрируемых параметров подразделяется на следующие категории.

1. Параметры для контроля выполнения типовых полетных операций (ТПО), включающие в себя мгновенные значения данных, фиксирующих условия при смене ТПО, которые при необходимости могут быть использованы как начальные условия для проведения моделирования процесса отработки ТПО на Земле.

2. Параметры обобщенных оценок изменения состояния бортовых систем в процессе выполнения ТПО, которые формируются разработчиками систем и выдаются по признаку окончания ТПО.

Телеметрирование параметров контроля ТПО выполняется при каждой смене ТПО.

3. Группы параметров для контроля конкретной подсистемы БСУ или исполнительного органа/датчика этой подсистемы.

Параметры записываются в виде временного процесса. Перечень параметров, частота их регистрации, временной интервал записи определены разработчиком подсистемы.

4. Особые исследовательские режимы, в которых адреса исследуемых ячеек задаются кодовыми командами.

5. Группа параметров для реализации «черных ящиков» подсистем, передаваемых в случае интегрального отказа информационной системы/исполнительного органа.

Телеметрия из этой группы записывается в оперативное запоминающее устройство бортовой цифровой вычислительной системы (ОЗУ БЦВС) по принципу «кольцевого буфера» длительностью t сек. Передача и запись в СТИ параметров «черного ящика» производится при наличии признака интегрального отказа через время $t/2$ после момента T_0 формирования признака. Таким образом, параметры «черного ящика», передаваемые в СТИ, будут зафиксированы на интервале времени $(T_0 - t/2) \div (T_0 + t/2)$.

Перечень параметров «черных ящиков», частота их регистрации и необходимая временная длина кольцевого буфера определяются разработчиками подсистем БСУ.

6. Группа признаков слов.

В эту группу входят специально сформированные для ЦТМИ слова, состоящие из наиболее важных для оценки работоспособности

подсистем битовых признаков, причем признаки отказов должны быть сгруппированы в отдельные слова.

Регистрация и передача в СТИ признаковых слов производится по факту их обновления 1 раз за 6-10 циклов счета БЦВС (один цикл счета осуществляется за 100 мс), при этом регистрируются только изменившиеся слова. Для уменьшения времени работы программного обеспечения (ПО) на каждом такте опрашиваются слова только из одного массива.

7. Группа параметров режима непосредственной передачи.

Массив параметров данной группы формируется только при непосредственной передаче по команде из БЦВС и записывается в ЗУ СТИ отдельным потоком.

8. Массивы цифровой телеметрической информации коммутационно-преобразующего устройства.

Все массивы ЦТМИ имеют следующий формат:

Lmas	Nmas	Tctmi2	Tctmi	Информационная часть (до 42 слов)
------	------	--------	-------	-----------------------------------

где Lmas – общая длина массива, слов (1 байт);

Nmas – номер массива (1 байт);

Tctmi – время формирования массива (2 байта);

Tctmi2 – счетчик обнулений времени Tctmi (2 байта).

Информационная часть массивов имеет фиксированный состав, задаваемый в программе. Массивы категорий 1-5, 7 и частично 8 имеют фиксированный размер. Признаковые массивы и большинство массивов ЦТМИ КПУ могут иметь разную длину в зависимости от количества изменившихся слов, вследствие чего эти массивы имеют следующую особенность: сразу после времени формирования в информационной части следует служебное слово SWPR (2 байта), содержащее информацию о перечне признаковых слов, входящих в состав данного массива. Например, если это слово имеет следующий вид:

значение	0	0	0	1	0	1	1	1	0	0	0	0	1	0	0	0
разряд	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0

это означает, что массив содержит признаковые слова № 3, 8, 9, 10, 12 из общего списка слов, входящих в состав этого массива. Макси-

мально возможное количество слов, размещенных в признаковом массиве, равно 16, минимальное – 1. Таким образом, признаковые массивы имеют следующую структуру:

Lmas	Nmas	Tctmi2	Tctmi	SWPR	Информационная часть (максимально 16 слов)
------	------	--------	-------	------	---

где Lmas – общая длина массива, слов (1 байт);

Nmas – номер массива (1 байт);

Tctmi – время формирования массива (2 байта);

Tctmi2 – счетчик обнулений времени Tctmi (2 байта);

SWPR – служебное слово (2 байта).

Собранная ЦТМИ может быть упакована двумя способами.

Первый способ применяется для упаковки ТМИ, формируемой программами сбора ЦТМИ, в буфере размером 2 КБайта, программное обеспечение упаковки и передачи ЦТМИ считывает порциями по 30 слов информацию из этого буфера, сдвигая соответствующий указатель на освободившееся место. Чтение продолжается до тех пор, пока не будет достигнут конец выданной ЦТМИ информации, точнее пока в буфере не останется информации менее 30 слов. К 30-и словным пакетам информации (субкадрам) программное обеспечение упаковки и передачи ЦТМИ добавляет идентификационное слово, в котором содержится информация о порядковом номере субкадра (младший байт) и указатель на начало целого первого массива в текущем субкадре (старший байт). Нумерация субкадров ЦТМИ ведется от 0 до 254.

Второй способ применяется для упаковки специальной ЦТМИ. В ОЗУ существуют буферы размером по 30 слов для формирования так называемых специальных массивов:

- массив меток времени (заполняется программным обеспечением упаковки и передачи ЦТМИ 1 раз в 6000 тактов);

- массив информации настраиваемых параметров – НП (заполняют программы сбора ЦТМИ 1 раз в 10 тактов по команде от программного обеспечения упаковки и передачи ЦТМИ);

- массив информации о приходе командно-программной информации – КПИ (заполняет подсистема первичной обработки информа-

ции от БАКИС не чаще одного раза в 15 тактов по приходу КПИ с Земли);

- массив информации особой важности (заполняется программным обеспечением упаковки и передачи ЦТМИ один раз в 6000 тактов).

Специальная ЦТМИ имеет наибольший приоритет и после формирования немедленно передается через канал МКО в СТИ.

Такая система позволяла обеспечить сжатие признакового потока информации, но в ходе эксплуатации были выявлены следующие недостатки:

- при потере части телеметрической информации было сложно восстановить картину признаков параметров, так как их появление в телеметрии происходит по факту их изменения;

- невозможность контроля динамических параметров системы на протяжении всего полета, так как основные параметры движения КА выводились в телеметрию только при смене типовой полетной операции.

Эти недостатки были устранены в системе сбора телеметрической информации БСУ «КазСат». В этой системе каждые 100 минут происходит сброс всех массивов признаковой информации принудительно. Таким образом, даже при потере части телеметрии можно было в дальнейшем восстановить оперативную обстановку на борту. Однако при быстром течении событий на борту, особенно при возникновении нестандартных ситуаций, потеря части ЦТМИ могла повлечь за собой неполное восстановление цепочки событий, что затрудняло анализ и требовало привлечения для анализа дополнительных наземных средств.

В системе сбора телеметрической информации был предусмотрен специальный режим телеметрирования динамических параметров на Землю с периодом в 20 секунд при условии, что не происходил сброс других массивов, связанных с исследовательским режимом работы БСУ.

Кроме того, был предусмотрен каждые 12 часов сброс всех исследовательских параметров БСУ для получения начального среза ЦТМИ в случае утери предыдущей телеметрической информации.

КА «КазСат» является геостационарным спутником, который предназначен для обеспечения связи [24]. Особенность его эксплуатации заключается в наличии постоянного канала обмена между аппаратом

и Землей, что снимает ряд ограничений на систему сбора телеметрической информации. По каналу обмена с Землей информация передается с небольшой скоростью, однако то, что он включен постоянно, позволяет передавать достаточно большие суточные объемы информации. Максимальный объем телеметрической информации системы управления, передаваемый с борта КА, мог составлять до 27 Мбайт в сутки, тогда как для спутников дистанционного зондирования Земли и спутников с периодическими сеансами связи при современном отечественном состоянии бортовых телекомандных систем объем телеметрической информации может составлять не более 1-3 Мбайта в сутки.

Учитывая опыт эксплуатации аппаратов «Монитор-Э» и «КазСат» в МОКБ «Марс» предпринята попытка разработки универсальной системы сбора телеметрической информации.

Система должна обеспечивать легкую настраиваемость на задачи, реализуемые в конкретном аппарате, и удовлетворять все вышеперечисленные требования к системам сбора телеметрической информации.

Данная система строится на принципе деления информации на:

- признаковую,
- периодическую и разовую.

Вся признаковая информация кодируется в специальные отдельные посылки, которые передаются независимо в телеметрическую систему. Периодическая и разовая информация формируется по признакам от подсистем. Размер массива такой информации кратен размеру телеметрического субкадра, отправляемого в телеметрическую систему (для современных телеметрических систем космических аппаратов размер такого субкадра равен максимальному фрагменту передачи по мультиплексному каналу обмена и составляет 64 байта информации). Такие массивы получили наименования массивов разовых срезов. Все массивы признаков параметров легко настраиваются и реализованы в специальных модулях, что позволяет автоматизировать процесс создания программных модулей. Кроме того, в полете предусмотрена настройка перечня признаков параметров. Массивы разовых срезов также реализованы в специальной

форме и легко доступны для редактирования, однако условия выдачи массивов разовых срезов имеют достаточно широкий диапазон программных реализаций, что, к сожалению, не позволяет полностью провести процесс автоматизации компоновки программных модулей, отвечающих за разовые срезы. Поэтому на данный момент реализована только автоматическая компоновка состава массивов разовых срезов, а модули, реализующие выдачу разовых срезов, создаются ручным способом.

В связи с этим в настоящее время в полете предусмотрена возможность блокировки вывода в телеметрию произвольного количества массивов разовых срезов, а также имеются специальные инструменты для составления собственных массивов разовых срезов для передачи их на Землю с заданной частотой.

10.2. Работа телеметрической системы космического аппарата

Работу телеметрической системы рассмотрим на примере космического аппарата «Монитор-Э». Для описания введем понятия режимов системы телеметрической информации (СТИ).

10.2.1. Режимы системы телеметрической информации

Переключение режимов СТИ осуществляется с помощью двух источников:

- разовые команды (РК) с Земли через БАКИС;
- команды управления (КУ) от БСУ.

С помощью разовых команд СТИ может перейти:

- в режим передачи информации по радиокоманде «НП2» – со скоростью 1 кбит/с, по радиокоманде «НП1» – со скоростью 8 кбит/с и по радиокоманде «НП3» – со скоростью 32 кбит/с;
- в режим, установленный до выдачи радиокоманды «НП_г» с помощью команды «ЗАП»;
- в начальное состояние путем рестарта по радиокоманде «НОВ».

Команды управления для бортовой системы управления (БСУ) выдаются из полетного задания системы телеметрической информации. Их можно условно разделить на две категории – команды и режимы.

Команды предназначены для настройки работы СТИ на существенный промежуток времени (вплоть до окончания полета). Для КА «Монитор-Э» реализованы следующие команды:

– Команда «ЗАП К» предназначена для переключения ЗУ СТИ в режим кольцевого буфера (данный режим установлен по умолчанию после включения или рестарта).

– Команда «ЗАП Л» предназначена для переключения ЗУ СТИ в режим линейного буфера (в отличие от кольцевого режима запись в ЗУ прекращается не по достижении логического конца ЗУ, а по достижении физического конца ЗУ).

– Команда «ВОСР К» предназначена для установки режима воспроизведения по кольцу, по достижении физической границы ЗУ, СТИ начинает опрос ЗУ с начала физического ЗУ и продолжает опрос до достижения логического конца записи (данный режим установлен по умолчанию).

– Команда «ВОСР П» предназначена для установки режима линейного воспроизведения, опрос ЗУ прекращается либо по достижении верхней физической границы ЗУ, либо по достижении конца записанной области ЗУ.

– Команда «ВОСР О» предназначена для установки режима обратного воспроизведения, опрос ЗУ происходит от последней записи в порядке уменьшения адресов до достижения либо начала записи, либо нижней физической границы адресов.

В штатной работе будет использоваться набор режимов «ЗАП К» – «ВОСПР К», в нештатных ситуациях возможен набор «ЗАП Л» – «ВОСПР О».

Режимы предназначены для настройки работы СТИ на короткий промежуток времени. Для КА «Монитор-Э» существуют следующие режимы.

Режимы записи:

– «Нулевой режим», в этом режиме СТИ записывает в ЗУ СТИ только цифровые массивы (режим установлен по умолчанию).

– Режим записи аналоговой информации «ЗАППр1», предназначен для записи аналоговой и цифровой информации, поступление аналоговой информации в ЗУ СТИ со скоростью 1 кбит/с.

– Режим записи аналоговой информации «ЗАППр2», предназначен для записи аналоговой и цифровой информации, поступление аналоговой информации в ЗУ СТИ со скоростью 8 кбит/с.

– Режим записи аналоговой информации «ЗАППр3», предназначен для записи аналоговой и цифровой информации, поступление аналоговой информации в ЗУ СТИ со скоростью 32 кбит/с.

Режимы воспроизведения:

– Режим «НП». При поступлении в СТИ кода этого режима СТИ выдает до поступления любого из режимов записи на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с, при поступлении РК «НП_г» выдает на вход буфера передатчика аналоговую информацию со скоростью опроса 1, 8, 32 кбит/с и цифровую информацию, приходящую из МКО до момента прихода РК«ЗАП».

– Режим «ВОСПР». При поступлении в СТИ кода этого режима СТИ выдает до поступления РК «НП_г» на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с, при поступлении РК «НП_г» выдает на вход буфера передатчика аналоговую и цифровую информацию из ЗУ до момента прихода РК«ЗАП». После прихода РК «ЗАП» и до момента выдачи от БСУ любого из режимов записи СТИ выдает на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с.

– Режим «НП +ВОСПР Пр4». При поступлении в СТИ кода этого режима СТИ выдает до поступления РК «НП_г» на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с, при поступлении РК «НП_г» выдает на вход буфера передатчика циклично 1 кадр аналоговой или цифровой информации из ЗУ и 1 кадр аналоговой ТМИ со скоростью опроса датчиков 1, 8, 32 кбит/с или цифровой ТМИ с МКО до момента прихода РК«ЗАП». После прихода РК «ЗАП» и до момента выдачи от БСУ любого из режимов записи СТИ выдает на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с.

– Режим «НП +ВОСПР Пр5». При поступлении в СТИ кода этого режима СТИ выдает до поступления РК «НП_г» на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с, при поступлении РК «НП_г» выдает на вход буфера передатчика циклично два кадра аналоговой или цифровой информации из ЗУ и один кадр аналоговой ТМИ со скоростью опроса датчиков 1, 8, 32 кбит/с или цифровой ТМИ с МКО до момента прихода РК «ЗАП». После прихода РК «ЗАП» и до момента выдачи от БСУ любого из режимов записи СТИ выдает на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с.

– Режим «НП +ВОСПР Пр6». При поступлении в СТИ кода этого режима СТИ выдает до поступления РК «НП_г» на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с, при поступлении РК «НП_г» выдает на вход буфера передатчика циклично три кадра аналоговой или цифровой информации из ЗУ и один кадр аналоговой ТМИ со скоростью опроса датчиков 1, 8, 32 кбит/с или цифровой ТМИ с МКО до момента прихода РК «ЗАП». После прихода РК «ЗАП» и до момента выдачи от БСУ любого из режимов записи СТИ выдает на вход буфера передатчика всю приходящую информацию с МКО и аналоговую ТМИ со скоростью опроса датчиков 32 кбит/с.

Запись ЦТМИ в ЗУ СТИ осуществляется в «нулевом режиме» и в режимах записи аналоговой ТМИ «ЗАП Пр_г».

В режим «Запись аналоговой ТМИ Пр1» СТИ должна переходить из «нулевого» режима или режима «НП» после получения от БЦВС БСУ команды обмена данными (КОД) «Принять код режима (команды)» с одним из кодов «ЗАП Пр1», «ЗАП Пр2», «ЗАП Пр3» (со скоростью записи 1 Кбит/с, 8 Кбит/с, 32 Кбит/с соответственно).

После получения указанной команды СТИ должна начать опрос телеметрических датчиков приборов и систем КА, формирование телеметрических кадров аналоговой информации и запись их в запоминающее устройство СТИ. При этом прием массивов ЦТМИ, формирование кадров ЦТМИ и запись их в ЗУ СТИ должны продолжаться.

Если КОД с кодом «ЗАППр1» («ЗАППр2», «ЗАППр3») приходит из БЦВС во время переписи кадра ЦТМИ в ЗУ СТИ, то исполнение команды должно задерживаться до окончания процесса перезаписи.

Если в процессе записи в запоминающее устройство СТИ кадра аналоговой информации в буфере мультиплексного канала обмена СТИ сформировался кадр ЦТМИ, то перезапись этого кадра в ЗУ СТИ должна происходить только после окончания процесса перезаписи кадра аналоговой информации.

Режим «ЗАП аналоговой информации» (по КОД «ЗАППр1», «ЗАППр2», «ЗАППр3») должен прекращаться при получении СТИ от БЦВС КОД «Принять код режима (команды)» с кодом «нулевого» режима.

Запись всей телеметрической информации (ЦТМИ и АТМИ) должна прекращаться и СТИ должна переходить в режим «НПЗ» при получении от БЦВС КОД «Принять код режима (команды)» с кодом режима «НП», «НП+ВОСПРПр4,5,6» или «ВОСПР».

Организация режимов передачи ТМИ из СТИ в БАКИС (режимы «НП», «ВОСПР», «НП+ВОСПРПр4Д6»)

В режимы «НП», «ВОСПР» или «НП+ВОСПР» СТИ должна переходить либо из «нулевого» режима, либо из режима «ЗАППр1,2,3».

При получении от БЦВС КОД «Принять код режима (команды)» с кодом «НП» или «НП+ВОСПРПр4,5,6» СТИ должна перейти в режим НП и прекратить запись всей ТМИ, поступающей на ее вход.

При получении одной из РК «НП,» СТИ должна перейти в режим, предварительно заданный в КОД от БЦВС с информативностью (скоростью передачи информации), заданной РК.

Приход от БАКИС радиокomанды «ВКЛ ЗАП» отменяет режим передачи информации на Землю. СТИ переходит в режим, в котором СТИ находилась перед выдачей РК НП (НП1, НП2, НП3), и находится в нем до прихода новой КОД «Принять код режима (команды)», определяющей режим работы СТИ.

В режиме «НП+ВОСПРПр4,5,6» кадры должны чередоваться в такой последовательности:

«НП+ВОСПРПр4» – 1-й кадр воспроизведения, 1-й кадр НП;

«НП+ВОСПРПр5» – 2-й кадр воспроизведения, 1-й кадр НП;

«НП+ВОСПР6» – 3-й кадр воспроизведения, 1-й кадр НП.

Если вся информация ЗУ воспроизведена, то СТИ должна повторно передавать в БАКИС последний из записанных кадров до изменения кода режима работы СТИ.

При получении от БЦВС КОД «Принять код режима (команды)» с кодом команды «ВОСПР П» СТИ должна перейти в режим прямого воспроизведения, с кодом команды «ВОСПР О» – в режим обратного воспроизведения, с кодом «ВОСПР К» – в режим кольцевого воспроизведения. Указанные команды должны быть выданы предварительно, перед выдачей КОД «Принять код режима (команды)» с кодом режима «ВОСПР» или «НП+ВОСПР». В режим «ВОСПР К» СТИ должна устанавливаться также при первом ее включении.

10.2.2. Циклограммы сеансов связи

Штатный сеанс связи изображен на рис. 10.2.

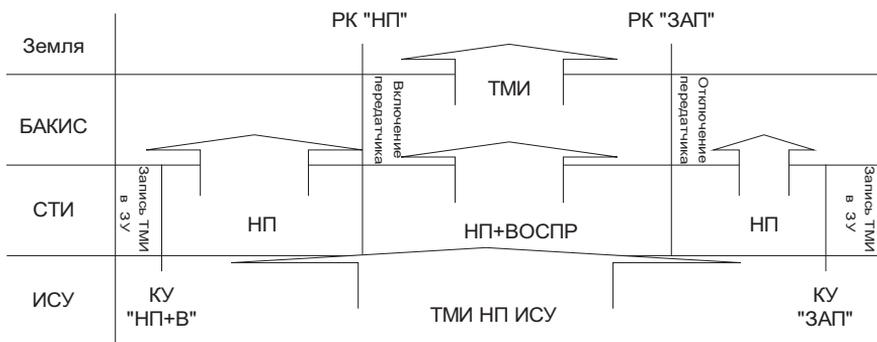


Рис. 10.2 Штатная циклограмма работы тракта во время сеанса связи

После поступления КУ от БСУ, например команды «НП_ВОСПР6», СТИ переходит в режим ожидания второго рода, при этом она воспринимает всю информацию, которая находится на шине МКО, и передает ее в БАКИС. Кроме того, СТИ формирует аналоговые кадры со скоростью 32 кбит/с (примерно 7,5 кадров в секунду), которые также передает в БАКИС. Режим ожидания оканчивается приходом

команды РК «НП1», «НП2», «НП3». По этой команде БАКИС включает передатчик на посылку сообщений, причем скорость передачи БАКИС определяет по номеру РК, а СТИ, восприняв РК от БАКИС, переключает скорость формирования аналоговых кадров на заданную РК и передает цифровую и аналоговую информацию, образованную в текущий момент, чередуя ее с информационными кадрами, записанными в ЗУ. Частота чередования определяется режимом, заданным КУ от БСУ. После получения РК «ЗАП» СТИ переходит в режим ожидания второго рода до получения КУ с режимами «ЗАППр1,2,3» или «0», после чего СТИ переходит в соответствующий режим записи.

Существуют следующие нештатные, но возможные циклограммы работы СТИ:

– Полетное задание СТИ не задано, но сеанс провести необходимо. Тогда на борт подается РК «НП_г», СТИ переходит в режим «НП_ВОСПРПрб» и передает цифровую и аналоговую информацию, образованную в текущий момент, чередуя ее с информационными кадрами, записанными в ЗУ. По РК «ЗАП» СТИ переходит в тот режим, в котором находилась до выдачи РК «НП_г». Данная методика может приводить к потере ТМИ на существенном участке, так как при отсутствии РК «ЗАП» записи ТМИ в ЗУ происходить не будет.

– Проводился штатный сеанс, но не произошла выдача РК «ЗАП», тогда будет потеряна часть ТМИ из ЗУ, выдаваемая от момента потери радиосвязи до момента выдачи КУ с режимами «ЗАППр1,2,3» или «0».

– СТИ получила КУ от БСУ на начало сеанса связи и перешло в режим ожидания второго рода, выдачи РК «НП_г» не было, но пришла РК «ЗАП». В этом случае СТИ не выйдет из режима ожидания второго рода до получения КУ с режимами «ЗАППр1,2,3» или «0» от БСУ, потери ТМИ воспроизведения ЗУ не будет.

Циклограмма работы вне сеанса связи строится из условия обеспечения телеметрирования высокоопросных датчиков СЭС на протяжении всего полета с ограничением на общий объем ТМИ от всех источников не более 2 Мбайт за один сеанс связи. Приблизительная циклограмма работы вне сеанса связи показана на рис. 10.3.

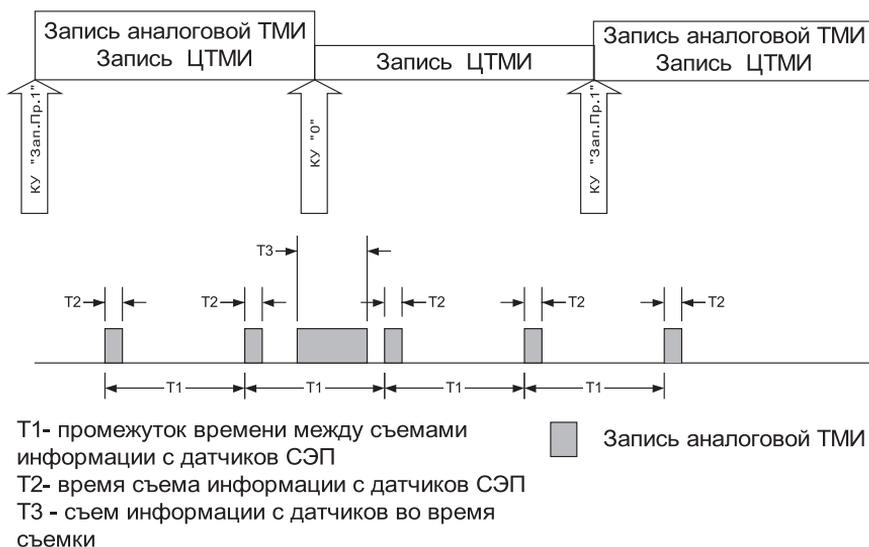


Рис. 10.3 Циклограмма работы тракта вне сеанса связи

10.3. Планирование работы системы телеметрической информации в центре управления полетом

Планирование работы СТИ в центре управления полетом (ЦУП) происходит в четыре этапа:

- Планирование допустимого объема ТМИ из условий длительности участков видимости аппарата. При сеансе связи 8 минут возможен сброс 1600 кадров ЗУ при максимальной скорости передачи на Землю (32 кбит/с). В течение суток таких сеансов может быть от двух до восьми. При сбросе ТМИ только на московский НИП планируется один сеанс сброса ТМИ на 7-8 витков.
- Планирование длительности сеансов сбора аналоговой ТМИ и назначение соответствующих режимов СТИ.
- Планирование работы модуля целевой аппаратуры и аппаратуры спутниковой навигации.
- Планирование режимов исследования БСУ и назначение соответствующих режимов исследований для управления ПО ЦТМИ.

11. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРОЙ

Целевая аппаратура современных космических аппаратов объединена в автономный контур управления. Поэтому задачи, ставящиеся перед системой управления космическим аппаратом и связанные с управлением целевой аппаратурой, бывают следующих типов:

- управление резервами целевой аппаратуры (в основном по командам от наземного комплекса управления);
- управление передачей цифровой телеметрической информации от целевой аппаратуры к телеметрической системе;
- взаимное управление различными целевыми комплексами (по специальным заложенным на Земле полетным заданиям или по командам прямого управления с Земли).
- формирование и выдача в целевую аппаратуру поддерживающей информации (это могут быть данные о местоположении летательного аппарата, его ориентации, текущем бортовом времени космического аппарата, командно-программная информация для изменения бортовых программ целевой аппаратуры).

Управление резервами целевой аппаратуры и взаимное управление между различными целевыми комплексами в основном осуществляется с помощью выполнения релейных команд управления через блоки управления силовой автоматикой. Операции полетного задания при наступлении заданного времени также в основном преобразуются в релейные команды управления (РКУ).

Для обеспечения требуемой надежности все РКУ передаются в системы целевой аппаратуры по дублированным линиям связи. Разовые команды формируются в виде «сухих контактов». Напомним, что «сухим контактом» называют выводы от контактов реле, на которые не подается напряжение питания от прибора, где эти контакты стоят, то есть контакт гальванически развязан от управляющего сигнала. Питание «сухих контактов» осуществляется со стороны целевой аппаратуры (ЦА). Частота выдачи команд на целевую аппаратуру принята не более 1 команды в 1 секунду.

Однако существуют цифровые команды управления целевой аппаратурой, которые передаются по мультиплексному каналу обмена.

По мультиплексному каналу обмена передается телеметрическая информация целевой аппаратуры, которая впоследствии может как интегрироваться в состав телеметрической информации системы управления (КА «Спектр-Р», КА «Электро-Л»), так и сразу транслироваться в телеметрическую систему (КА «Монитор-Э», КА «КазСат», КА «Экспресс-МД1»).

Поддерживающая информация формируется в центральном вычислителе бортовой системы управления (БСУ) на основании параметров от других подсистем БСУ и без упаковки передается по мультиплексному каналу обмена информации в целевую аппаратуру.

Обратная связь контура управления целевой аппаратурой замыкается через наземный комплекс управления.

В качестве целевой аппаратуры на различные спутники устанавливаются различные комплексы научных и коммерческих приборов.

В табл. 11.1 приведены космические аппараты с системой управления разработки МОКБ «Марс», распределенные по типам орбит (см. приложение I) и назначению.

Таблица 11.1

Тип орбиты	Назначение		
	Дистанционное зондирование Земли	Связь	Научные исследования
Низкие орбиты	«Монитор-Э»	–	–
Высокоэллиптические орбиты		–	КА «Спектр-Р» (радиотелескоп), «Спектр-УФ» (ультрафиолетовый телескоп)
Геостационарная и геосинхронная орбиты	«Электро-Л» (метеоспутник)	«Экспресс-МД1», «КазСат», «КазСат-2»	

Для спутников, обеспечивающих дистанционное зондирование, обычно для привязки целевой информации необходима навигационная информация БСУ (так называемая «поддерживающая информация»). ЦА спутников связи не потребляет дополнительной информации, так как нет необходимости в привязке целевой информации, поэтому функции системы управления сводятся к обслуживающим (управление резервами и ретрансляция цифровой телеметрической информации в системе телеметрической информации (СТИ)). Тип орбиты может влиять на взаимодействие БСУ и ЦА как ограничивающий фактор (с увеличением расстояния от Земли ухудшается качество радиосигнала «Борт – Земля», что приводит к снижению скорости передачи информации на Землю, и как следствие – к уменьшению потоков телеметрической информации от ЦА). В зависимости от типа орбиты изменяется также характер (состав) и точность «поддерживающей» навигационной информации.

В КА «Монитор-Э» бортовая система управления (БСУ) обеспечивала передачу в целевую аппаратуру шкалы времени, передачу в ЦА навигационных параметров и параметров движения аппарата вокруг центра масс, управление резервами ЦА, ретрансляцию цифровой телеметрической информации ЦА в телеметрическую систему.

В КА «Спектр-Р», «Спектр-УФ», «Электро-Л» БСУ обеспечивала передачу в ЦА шкалы времени, передачу в ЦА навигационных параметров и параметров движения аппарата вокруг центра масс, получение от ЦА цифровой телеметрической информации (ЦТМИ) для дальнейшей ее передачи в составе своих цифровых кадров в телеметрическую систему, управление циклограммами работы научных приборов с помощью цифровых и разовых команд, закладку бортовых программ в ЦА.

В космических аппаратах «Экспресс-МД1», «КазСат», «КазСат-2» БСУ обеспечивает управление резервами ЦА, ретрансляцию информации ЦА в телеметрическую систему.

На примере спутников связи можно рассмотреть взаимодействие между целевой аппаратурой (бортовым радиотехническим комплексом – БРТК) и БСУ.

Взаимодействие БСУ с БРТК состоит в обеспечении выдачи от БСУ в БРТК релейных команд в согласованном объеме. Команды могут выдаваться на основании командно-программной информации, полученной в систему управления от наземного комплекса управления, на основании запросов, поступивших от БЦВС, а также, при необходимости, по собственной логике (например при исполнении циклограммы отключения БСУ и т.п.). Факт получения запроса на выдачу релейной команды в БРТК, а также факт выдачи («эхо», которое формируется путем замера напряжения в цепи выдачи команды) команды фиксируется в ЦТМИ системы управления.

Все релейные команды передаются в системы целевой аппаратуры по дублированным линиям связи. Разовые команды формируются в виде «сухих контактов». Питание «сухих контактов» осуществляется со стороны БРТК. Частота выдачи команд на аппаратуру БРТК принята не более 1 команды в 1 секунду.

Подключение БЦВС и БРТК к шинам МКО-1 должно выполняться через ответвители с согласующими трансформаторами в соответствии с ГОСТ Р 52070-2003 [8] (аналог MIL-STD-1553B).

Обмен массивами ЦТМИ между БРТК и системой телеметрической информации (СТИ) под управлением БЦВС заключается в организации передачи данных по формату 3 основных сообщений согласно ГОСТ Р 52070-2003.

11.1. Логика и последовательность обмена при штатном обмене системы управления с бортовым радиотехническим комплексом

Обмен между БРТК и СТИ под управлением БЦВС при передаче массивов ЦТМИ БРТК каждый раз осуществляется в течение очередного сеанса обмена.

Объем ЦТМИ, выдаваемый из БРТК в СТИ в течение одного сеанса обмена с СТИ, составляет 15 массивов по 32 слова данных. При скорости обмена, составляющей 1 массив за цикл БСУ $T_{\text{БСУ}}$ (100 мс), время выдачи всего объема ЦТМИ БРТК в сеансе составляет 1,5 с.

При выполнении указанного обмена БЦВС выдает без пауз командные слова:

– в оконечное устройство СТИ – команду обмена данными (КОД) «Принять массив № i ЦТМИ БРТК»,

– в ОУ БРТК – КОД «Выдать массив № i ЦТМИ».

В ответ:

– ОУ БРТК после установлении достоверности принятого КС выдает без пауз ответное слово и 32 слова данных, содержащих запрошенный массив № i ЦТМИ БРТК, $i = 1, 2 \dots 15$;

– ОУ СТИ после установления достоверности адресованной ему информации выдает ответное слово.

Обмен продолжается в каждом цикле БСУ $T_{\text{БСУ}}$ до выдачи из ОУ БРТК массива ЦТМИ БРТК № 15, после чего обмен прекращается.

Возобновление обмена между БРТК и СТИ под управлением БЦВС (начало очередного сеанса обмена) происходит по кодовой команде непосредственного исполнения из центра управления полетом (ЦУП).

11.2. Логика и последовательность обмена при различных нештатных ситуациях, возникающих при информационном взаимодействии системы управления с бортовым радиотехническим комплексом

Обмен при передаче данных из ОУ БРТК в ОУ СТИ каждого очередного массива ЦТМИ БРТК всегда начинается по магистральной шине линии передачи информации МКО-1. При этом рассматриваются следующие ситуации.

Если в процессе обмена поступающие в ОУ СТИ и/или ОУ БРТК по любой шине МКО-1 командные слова не соответствуют п.п. 5.1.1, 5.1.2 ГОСТ Р 52070-2003, то:

– ОУ СТИ принятое КС игнорирует, массивы ЦТМИ от ОУ БРТК не принимает и ответное слово (ОС) не выдает;

– ОУ БРТК принятое КС игнорирует и ОС и массивы ЦТМИ не выдает.

Если в процессе обмена поступающий в ОУ СТИ от ОУ БРТК по любой шине МКО-1 массив ЦТМИ БРТК не соответствует п. 5.3.5

ГОСТ Р 52070-2003, то ОУ СТИ принятый массив игнорирует, устанавливает лог. «1» в 9-м разряде ОС, но ОС по этой шине не выдает.

Если в процессе обмена ОУ СТИ после получения от БЦВС по любой шине МКО-1 команды обмена данными «Принять массив № i ЦТМИ БРТК» через $t = 60$ мкс не получает по этой шине МКО-1 от ОУ БРТК указанного массива, то ОУ СТИ указанный массив ЦТМИ от ОУ БРТК не принимает и ОС по этой шине МКО-1 не выдает.

Если устройства интерфейса грани БЦВС – контроллера шины после одновременной выдачи по магистральной шине МКО-1 в ОУ СТИ КС КОД «Принять массив № i ЦТМИ БРТК», а в ОУ БРТК КС КОД «Выдать массив № i ЦТМИ» не получают ОС от любого ОУ (БРТК или СТИ) или получают ОС, не соответствующие п.п. 5.1.1, 5.1.2 ГОСТ Р 52070-2003, то указанные устройства интерфейса сразу выдают одновременно в ОУ СТИ и ОУ БРТК КС указанных КОД по резервной магистральной шине МКО-1.

Если указанные устройства интерфейса по резервной шине МКО-1 вновь не получают ОС от любого ОУ (БРТК или СТИ) или получают ОС с выше указанными признаками, то БЦВС:

– формирует признак «Отказ обмена между БРТК и СТИ в текущем цикле»;

– прибавляет «1» к счетчику отказов обмена между БРТК и СТИ.

Обмен по передаче из БРТК в СТИ данного массива ЦТМИ БРТК не повторяется (информация данного массива ЦТМИ БРТК теряется).

Если указанные устройства интерфейса по любой шине МКО-1 получают от любого ОУ (БРТК или СТИ) достоверное ОС, в 17-м и/или 19-м разряде которого содержится лог. «1», то БЦВС:

– формирует признак «Отказ обмена между БРТК и СТИ в текущем цикле»;

– прибавляет «1» к счетчику отказов обмена между БРТК и СТИ.

Обмен по передаче из БРТК в СТИ данного массива ЦТМИ БРТК не повторяется (информация данного массива ЦТМИ БРТК теряется).

В следующем цикле $T_{\text{БСУ}}$ БЦВС выдает в ОУ системы телеметрической информации КС команду обмена данными на прием, а в ОУ БРТК – командное слово КОД на выдачу следующего массива ЦТМИ БРТК.

При достижении счетчиком отказов обмена между БРТК и СТИ величины 3 БЦВС формирует признак «Отказ обмена между БРТК и СТИ при передаче ЦТМИ».

Если достоверный обмен не восстанавливается, то дальнейшая логика обмена между БРТК и СТИ до выдачи из БРТК в СТИ последнего (15-го) массива ЦТМИ БРТК соответствует рассмотренной логике. При восстановлении достоверного обмена БЦВС обнуляет сформированный отказ обмена.

После выдачи последнего (15-го) массива ЦТМИ БРТК обмен между БРТК и СТИ прекращается.

Возобновление обмена между БРТК и СТИ под управлением БЦВС (начало очередного сеанса обмена) происходит по кодовой команде непосредственного исполнения из ЦУП или кодовой команде, задающей периодический сеанс обмена. Частота организации сеансов обмена с помощью периодической команды может варьироваться в интервале приблизительно от 3 секунд до 6500 секунд.

Перед началом обмена между БРТК и СТИ в очередном сеансе обмена (до выдачи из БРТК в СТИ первого массива ЦТМИ БРТК) все ранее сформированные отказы обмена и счетчик отказов обмена в БЦВС обнуляются.

12. ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Бортовая система управления (БСУ) является сложным программно-аппаратным комплексом. Напомним, что необходимыми составными частями БСУ (см. раздел 1) являются:

- бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС), решающая основные задачи системы управления и обеспечивающая информационное взаимодействие с другими подсистемами;
- блоки силовой автоматики (БСА), обеспечивающие коммутацию электропитания и электрическое взаимодействие со смежными системами, имеющими аналоговый вход (выход);
- датчики первичной информации – ДПИ (состав и характеристики определяются условиями функционирования КА, решаемыми задачами и предъявляемыми точностными требованиями);
- исполнительные органы – ИО (состав и характеристики определяются инерционно-массовыми характеристиками КА и заданными требованиями по динамике и точности стабилизации).

Все указанные составные части БСУ должны надежно функционировать в течение всего жизненного цикла системы.

12.1. Жизненный цикл бортовой системы управления

При проектировании бортовых систем управления необходимо иметь в виду, что их жизненный цикл включает ряд взаимосвязанных этапов:

1. Научно-исследовательские работы, предшествующие созданию системы.
2. Тематическая проработка, в ходе которой определяется технический облик системы, ее состав и основные характеристики, а также находятся основные технические решения, позволяющие достигнуть желаемых характеристик.
3. Схемотехническая разработка, представляющая собой этап создания конкретных электрических схем и документов, позволяющих перейти к конструированию изделия и его элементов. Разработка алгоритмов и функционального программного обеспечения.

4. Конструкторская разработка, в ходе которой разрабатывается технический облик системы и создается конструкторская документация изделия.

5. Технологическая разработка, привязывающая изготовление изделия к конкретным станкам и оборудованию, которым располагают будущие предприятия-изготовители.

6. Изготовление и испытания опытных образцов изделия, позволяющих экспериментально подтвердить расчетные характеристики, а также найти и устранить имеющиеся место недоработки и неэффективные технические решения, ухудшающие свойства изделия.

7. Организация производства.

8. Поддержка жизненного цикла аппаратуры, включая ее модернизацию.

Созданию сложных электронных систем всегда сопутствует разработка вспомогательных средств, с помощью которых осуществляется контроль функционирования аппаратуры. На этапе испытаний и отработки отдельных устройств, блоков и узлов системы это автоматизированные рабочие места (АРМ), обеспечивающие проведение функционального контроля соответствующего устройства, узла или блока. Для отработки и функционального контроля системы в целом, как правило, создается специальный комплексный стенд, в его состав входят как средства взаимодействия и отображения информации о системе, так и физические или математические имитаторы изделий, с которыми взаимодействует система. Для аппаратуры летательных аппаратов, кроме того, создаются наземные контрольно-проверочные комплексы.

В случае размещения аппаратуры на долгоживущих космических аппаратах комплексные стенды используются в течение всего периода эксплуатации космического аппарата и позволяют имитировать возникающие в космосе нештатные ситуации для проверки эффективности мер парирования последствий данных ситуаций.

Автоматизированные рабочие места, комплексные стенды и контрольно-проверочная аппаратура представляют собой также весьма сложные и дорогостоящие системы, в состав которых входят специа-

лизированные и универсальные вычислительные средства и программное обеспечение.

12.2. Определение цены разработки изделия

В целом цена разработки изделия, как правило, на порядок больше цены одного серийно выпускаемого комплекта аппаратуры. Поэтому важной задачей каждого разрабатывающего предприятия с точки зрения повышения конкурентоспособности своей продукции является снижение цены разработки, а точнее цены разработки, приходящейся на одно серийно выпускаемое изделие.

Цена разработки сложной технической системы складывается из следующих составляющих:

- фонд оплаты труда (ФОТ) разработчиков и рабочих, изготавливающих аппаратуру опытных образцов системы и используемых АРМ и стендов;

- единый социальный налог (ЕСН), составивший в 2009 году 26 % от ФОТ (с учетом регрессивной шкалы, действующей в 2009 году, ставка ЕСН, как правило, составляет от 21,5 до 23 % в зависимости от величины среднего ФОТ предприятия);

- накладные расходы (НР), т.е. затраты на содержание управленческого аппарата, оплата аренды, коммунальных услуг, вспомогательных служб и т.п.; как правило, НР составляют от 150 до 220 % ФОТ;

- стоимость покупных электронных элементов, материалов, приборов и устройств, входящих в аппаратуру (М);

- прибыль (П), составляющая, как правило, от 10 до 15% от себестоимости собственной разработки (ССР), т.е. суммы

$$\text{ССР} = \text{ФОТ} + \text{ЕСН} + \text{НР}.$$

Таким образом, цена разработки составляет

$$C_p = M + \text{ССР} \times \text{П} = M + (\text{ФОТ} + \text{ЕСН} + \text{НР}) \times \text{П}.$$

Для заказчика, который наряду с последующей серией из N изделий заказывает его разработку, эффективная цена каждого изделия будет равна

$$\Pi_{\text{и}}^i = \Pi_{\text{и}} + \frac{\Pi_{\text{р}}}{N},$$

где $\Pi_{\text{и}}$ – цена изделия.

Таким образом, в случае малых серий изделий вклад цены разработки в эффективную цену изделия может оказаться достаточно большим, что снижает конкурентоспособность разрабатывающего предприятия. Основной путь снижения как цены изделий, так и их эффективной цены с учетом затрат на разработку – унификация изделий, она позволяет снизить затраты на разработку и цену изделий за счет снижения цены его унифицированных (а значит – производимых в сравнительно больших количествах) узлов и блоков.

12.3. Использование CALS-технологий в космической отрасли

Жизненный цикл ряда рассматриваемых систем с учетом их модернизации может составлять до 20...30 лет. При этом предприятию-разработчику важно отслеживать состояние отдельных образцов изделия в процессе эксплуатации, что, с одной стороны, позволяет совершенствовать методы оказания эффективной технической помощи пользователю изделия и, как следствие, делает изделие более привлекательным для пользователя, а с другой – дает возможность накапливать информацию для совершенствования изделия и создания его последующих модернизированных вариантов или принципиально новых изделий.

В настоящее время с использованием современных информационных технологий появилась возможность эффективного сопровождения изделия в течение всего его жизненного цикла. Любые новые технологии, и в частности информационные технологии, позволяют снижать трудозатраты на выполнение определенных работ. В этом случае речь идет о разработке, хранении и корректировке больших объемов технической документации и сборе, систематизации и обеспечении быстрого направленного поиска информации в больших объемах данных. Такие задачи решаются сегодня с использованием

CALS-технологий [20] (CALS – Continuous Acquisition and Life-cycle Support – поддержка изделия в течение всего жизненного цикла).

Управляемость и наблюдаемость процесса разработки могут быть обеспечены с использованием PDM (Product Data Management) систем, предоставляющих обширные возможности для сбора, структурирования и хранения исчерпывающей информации об изделии на разных этапах его жизненного цикла, анализа ситуации и управления разработкой, изготовлением или сопровождением изделия.

Наряду с PDM-системами современные автоматизированные технологии разработки включают разнообразные CAE (Computer Aided Engineering), CAD (Computer Aided Design) и CAM (Computer Aided Manufacturing) системы, автоматизирующие процесс разработки технической документации и производства изделий. При этом следует подчеркнуть, что использование указанных систем предполагает определенную организацию разработки и взаимосвязь ее с последующим производством и эксплуатацией изделий.

Электронная форма документов используется не только для быстрого внесения изменений в документ, но и для быстрого поиска документа, ознакомления с ним и оперативного и автоматизированного заимствования из документа необходимой информации. Автоматизация процесса разработки предполагает:

- резкое снижение бумажного документооборота и замену его электронной передачей информации;
- создание электронных шаблонов документов, что не только существенно сокращает временные затраты разработчиков, но и повышает качество документов;
- разработку программ, позволяющих автоматически заимствовать информацию из одних документов в другие, что, конечно, предполагает использование определенных форматов документов, позволяющих организовать поиск необходимой информации;
- создание электронных архивов документации и соответствующих баз данных.

В целом, говоря об автоматизации и повышении эффективности процесса разработки, необходимо выделить ряд факторов.

Во-первых, это структура самого процесса разработки и взаимосвязь его составных элементов. Перспективным является подход, когда разработки конкретных изделий инициируются определенными достижениями в разработках их элементов, проводимых в известной степени независимо на основе программ отраслевых научно-исследовательских работ предприятия.

Во-вторых, это проблемы унификации и открытой архитектуры аппаратуры, роль которых определяется ростом привлекательности изделий для потребителя за счет обеспечения поддержки их жизненного цикла и обеспечения сравнительной простоты модернизации изделий, а также существенным снижением издержек при разработке изделий.

В-третьих, это организационные меры по совершенствованию технологии разработки. Их роль иногда упускается из вида, хотя никакие системы и средства автоматизированного проектирования сами по себе не в состоянии радикально повысить эффективность разработок.

В-четвертых, это меры, которые можно было бы назвать «малой автоматизацией», они не требуют вложения значительных средств. Эти меры также часто упускаются из вида, и, как показывает опыт, возможности имеющихся практически на каждом предприятии компьютеров и программного обеспечения используются далеко не полностью.

12.4. Структура процесса разработки

Анализируя последовательность событий при создании образцов новой техники, можно выделить два основных варианта их развития. Первый вариант начинается с постановки некоторой утилитарной задачи. Далее на основании анализа возможного технического облика устройства или системы, способных решить поставленную задачу, выделяются отдельные научно-технические проблемы, сопутствующие решению данной задачи. Если эти проблемы ординарны, они решаются развитыми инженерными методами, если нет – возможен этап научных исследований, направленных на поиск путей их решения. Именно этот вариант организации разработок реализовывался и про-

должает реализовываться во многих случаях на практике. Достоинством данного варианта организации разработки является ее практическая направленность, которая повышает эффективность разработки, позволяя не распылять имеющиеся ресурсы. Однако в ряде случаев это заключение оказывается неверным. Ведь доступные ресурсы могут быть не фиксированными, а расти при выборе рациональной организации разработок. При этом увеличение затрат может приводить к росту эффективности разработок.

Иной вариант развития событий заключается в том, что создание нового устройства или системы инициируется прорывами в решении частных задач, развитием определенных технологий. На самом деле такая связь всегда имеет место, так как сама идея создания нового изделия возникает в результате появления информации о новых технических решениях и технологиях, которые могут способствовать существенному улучшению характеристик уже созданных устройств и систем или созданию принципиально новых устройств и систем. Отметим, что развитие любого отраслевого направления, связанного с созданием того или иного элемента изделия, происходит в значительной степени независимо. Это обусловлено тем обстоятельством, что на него влияют как практические задачи, ставящиеся в связи с созданием большого числа различных изделий различными предприятиями в разных странах, так и идеи, возникающие у большого числа специалистов.

12.5. Унификация аппаратуры и использование принципов открытой архитектуры

Каждое предприятие, использующее в своих изделиях определенные элементы, должно:

- либо самостоятельно их разрабатывать и при этом владеть современным уровнем соответствующей технологии,
- либо ориентироваться на получение необходимых комплектующих на стороне.

В первом случае часто бывает невыгодным использовать создаваемые комплектующие только в своих изделиях, так как при этом затраты на разработку раскладываются на малые серии комплектующих

элементов. В любом случае заказ разработок комплектующих элементов другим предприятиям является мерой, целесообразность которой требует тщательного обоснования.

Так как разрабатываемые и производимые самостоятельно комплектующие элементы изделий желательнее использовать не только в своих изделиях, но и предлагать на рынке, они должны быть достаточно универсальными, чтобы охватить потребности не только своих изделий, но и максимального числа потенциальных покупателей. В свою очередь, это ведет к необходимости в определенной степени автономного развития отраслевых направлений на предприятии и унификации разрабатываемых в рамках этих направлений устройств, что обуславливает особую актуальность унификации в настоящее время. Понятно, что такой подход удешевит разработки систем и, что весьма важно, ускорит их.

Свойства изделий, интересующие потребителя, включают их технические и эксплуатационные характеристики. Для сложных изделий, о которых идет речь, важнейшее значение имеет возможность оперативного освоения изделия и быстрого определения причин отказов. Сегодня такую возможность предоставляют электронные интерактивные руководства по эксплуатации и обслуживанию, но понятно также, что этому будут способствовать унификация элементов изделий и использование принципов открытой архитектуры. Следующим важнейшим потребительским свойством сложного изделия является возможность и относительная простота его модернизации, что может быть обеспечено также при использовании унификации элементов изделий и принципов открытой архитектуры. При этом пользователь должен быть уверен, что организация модернизации или ремонта изделия будет достаточно проста.

12.6. Средства автоматизации разработок

Среди средств автоматизации разработок можно выделить средства, требующие значительных затрат на приобретение оборудования и программного обеспечения, и средства, требующие практически лишь затрат рабочего времени сотрудников на их создание. К первым

относятся: САD-системы для проектирования и конструирования электронных и механических устройств, включая средства для разработки схемотехнических моделей электронной аппаратуры (моделирование на уровне электрических схем); аппаратура контроля устройств; системы разработки электронной интерактивной эксплуатационной документации и PDM-системы.

Значение САD-систем для проектирования, конструирования и схемотехнического моделирования электронных и механических устройств, а также систем разработки электронной интерактивной эксплуатационной документации, конечно, нельзя переоценить. Помимо сокращения сроков разработки и повышения ее качества, они упрощают реализацию разрабатываемых изделий, так как современный покупатель требует или, по крайней мере, предпочитает изделия, снабженные электронными интерактивными руководствами, документация которых выполнена с использованием современных САD-систем.

В процессе разработки документации целесообразно выделять форму и информационное содержание каждого документа. Формы документов единообразны, по крайней мере для одного предприятия. В большинстве случаев формы документов определяются теми или иными стандартами, и тогда на них накладываются достаточно жесткие ограничения. Если документ создается на электронном носителе, а не на бумаге, форма документа может быть разработана однократно (создан шаблон документа), что заметно снизит последующие рутинные трудозатраты на создание аналогичных документов.

Информация, содержащаяся в каждом документе, в значительной степени импортируется из других документов. Естественно, что желательно уменьшить время и трудозатраты при этом информационном обмене. Для документов в электронной форме данная задача решается достаточно просто. Для снижения времени чтения документов необходимо структурирование информации и создание автоматизированных систем ее поиска, что реализовано в ряде PDM-систем.

Накопление данных о функционировании изделий в течение всего их жизненного цикла имеет большое значение для подтверждения ха-

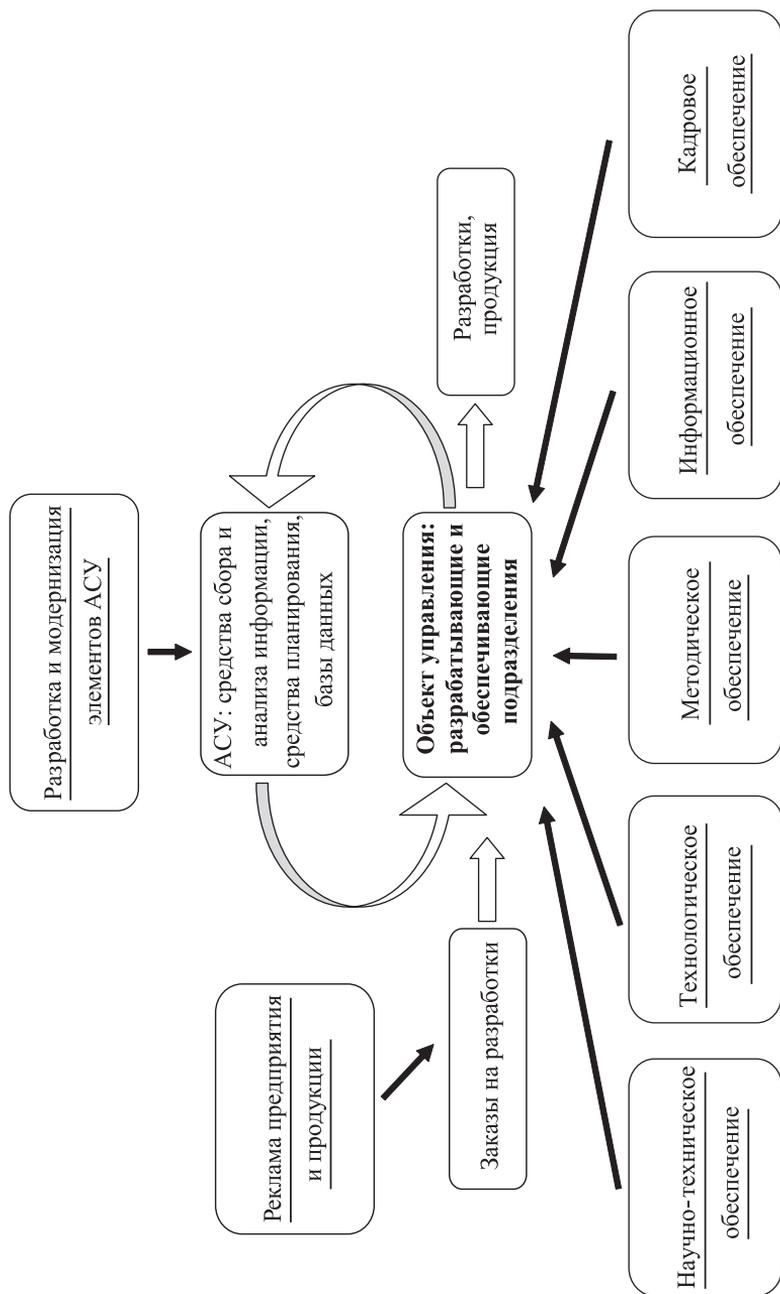


Рис. 12.1 Организация и обеспечение разработки

рактических изделий. При решении этой задачи могут использоваться как экспериментальные данные, так и результаты расчетов характеристик и математического моделирования функционирования изделий, а также экспериментальные данные модифицированных и модернизированных изделий, часть параметров которых отлична от соответствующих параметров базового изделия.

В целом проектирование различного рода сложных систем можно представить как непрерывный процесс, основывающийся, с одной стороны, на достижениях и росте технологического уровня в области соответствующей элементной базы, а с другой – на постановке новых задач или росте требований к системам, которые становятся возможными при условии достижения более высокого технологического уровня.

Структуру процесса организации и обеспечения разработки иллюстрирует рис. 12.1. Объектом управления в данном случае являются подразделения предприятия. Управление реализуется с использованием автоматизированной системы управления (АСУ) предприятия, представляющей собой совокупность аппаратных средств (компьютеров, периферийных устройств, локальной вычислительной сети), специализированного программного обеспечения и нормативных документов (стандартов предприятия, технологических маршрутных карт, положений, руководств и т.п.). АСУ постоянно модернизируется: совершенствуются как средства АСУ, так и объект управления.

Для эффективной работы предприятия должен реализовываться целый ряд обеспечивающих мер. Например, научно-техническое обеспечение разработок предполагает выполнение научно-исследовательских работ в интересах совершенствования продукции предприятия. Информационное обеспечение включает создание электронных архивов и баз данных документации и научно-технической информации и регулярный сбор, систематизацию и анализ информации по направлениям деятельности предприятия. Методическое обеспечение – это, например, разработка и совершенствование методик входного контроля покупных изделий и выходного контроля продукции.

ПРИЛОЖЕНИЕ I

НЕКОТОРЫЕ СРЕДСТВА ОПИСАНИЯ МЕХАНИКИ ПОЛЕТА

П.1.1. Системы координат

Для описания движения космического аппарата используется геоцентрическая инерциальная система координат. Начало координат O системы находится в центре масс Земли. Ось OX_0 лежит в экваториальной плоскости и направлена в точку весеннего равноденствия, ось OZ_0 совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли, ось OY_0 дополняет систему до правой.

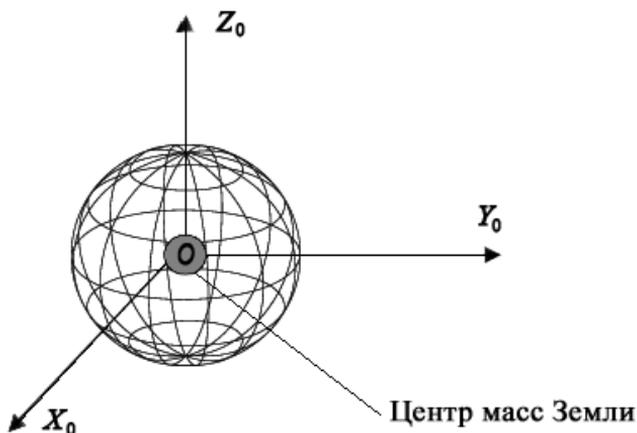


Рис. П.1. Геоцентрическая инерциальная система координат

Второй используемой системой координат является геоцентрическая гринвичская (вращающаяся) прямоугольная система. Начало координат также находится в центре масс Земли O . Ось OX направлена в точку пересечения Гринвичского меридиана с экватором, ось OZ совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли, ось OY дополняет систему до правой. Поскольку Земля вращается, то эта система координат есть также вращающаяся. Угол между осями OX_0 и OX , обозначаемый часто через S , соответствует гринвичскому звездному времени.



Рис. П.2. Геоцентрическая гринвичская система координат

Геоцентрические системы координат – инерциальная и гринвичская (вращающаяся) – применяются в спутниковой радионавигации. Связь между инерциальной и вращающейся системами координат дается соответствующими соотношениями в виде матриц.

Инерциальные системы навигации имеют в своем составе датчики линейного ускорения (акселерометры) и угловой скорости (гироскопы). С их помощью можно определить отклонение связанной с корпусом прибора системы координат от системы координат, связанной с Землей, получив углы ориентации: курс, тангаж и крен. Линейное отклонение координат в виде широты, долготы и высоты определяется путем интегрирования показаний акселерометров.

Точность определения географических координат отметок наземных пунктов зависит от многих факторов, включающих как особенности аппаратного исполнения, так и методы обработки информации. Основными факторами, которые должны быть учтены при оценке точностных характеристик космических систем обнаружения, являются ошибки определения положения центра масс КА в

пространстве, ошибки неточного определения ориентации связанной системы координат КА, неточное определение положения осей визирной системы координат, обусловленное погрешностями датчиков ориентации и измерений бортового оборудования (БО), а также технологические особенности построения БО (дискретность съема информации, нелинейность развертки и т. д.). Так, при дальностях от КА до точки на земной поверхности порядка 40 000 км, характерных для высокоэллиптических и геостационарных КА, только ошибка в построении приборной системы координат в одну угловую минуту приводит к погрешностям определения координат точки на земной поверхности (например лесного пожара) в 12 км. В связи с этим возникает важная задача поиска способов уточнения координат.

Для анализа процесса координатной привязки отметок, получаемых в информационном кадре БО, используются следующие системы координат:

- геоцентрическая инерциальная система координат, связанная с Землей (ГИСК) $O X_{и} Y_{и} Z_{и}$, у которой начало O находится в центре масс Земли, основная координатная плоскость $X_{и} O Y_{и}$ совпадает с плоскостью экватора, ось $O X_{и}$ направлена в точку весеннего равноденствия, ось $O Z_{и}$ совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли, ось $O Y_{и}$ дополняет систему координат до правой;

- связанная система координат (ССК) $O_C X_C Y_C Z_C$, оси которой определяются осями инерции КА, начало координат ССК совпадает с центром масс КА, который имеет обычно цилиндрическую форму, ось Z_C направлена вдоль оси цилиндра;

- визирная система координат (ВСК), одна из осей базиса ВСК является визирной осью БО, а остальные – измерительными осями БО.

Визирная система координат жестко связана с БО таким образом, что ее начало координат совпадает с фокусом оптического устройства. Так как по данным БО определяется угловое положение целей, находящихся на расстоянии нескольких десятков тысяч километров, положение начала координат ВСК в пределах корпуса КА (размерами порядка нескольких метров) не влияет на эти измерения. Вследствие этого будем считать совпадающими центры ВСК и ССК. Ось Z_B

направлена вдоль оптической оси БО. Плоскость $X_B O_B Y_B$ совпадает с фокальной плоскостью оптического устройства БО, в которой измеряются азимутальная ($\alpha_{ц}$) и угломестная ($\beta_{ц}$) координаты цели.

Угловые развороты КА вокруг центра масс обеспечиваются системой ориентации.

Основной задачей ориентации КА является наведение оси Z_B (визирной оси) в точку наведения **Н** на Земле с известными широтой, долготой и превышением над земной поверхностью и приведение оси Y_C в плоскость «ось Z_C , КА – звезда» с направлением в сторону звезды, выбранной в качестве одного из опорных ориентиров.

Положение связанной системы координат КА, при котором выполняется основная задача ориентации, называется программной системой координат (ПСК) КА. Поворот базиса ПСК относительно ГИСК, определяемый матрицей направляющих косинусов (или матрицей перехода от ПСК к ГИСК) и вектором угловой скорости КА $\omega_{КА}$ может быть представлен матричным преобразованием.

Реализация ПСК обеспечивается системой ориентации КА посредством приведения ССК в положение, при котором направления на астроориентиры соответствуют программному положению осей КА.

Положение ВСК относительно ССК определяется матрицей перехода. БО для рассматриваемых типов КА жестко закрепляется относительно корпуса и, вследствие этого, скорость вращения БО относительно конструкции КА принимается равной нулю.

Система небесных координат используется в астрономии для описания положения светил на небе или точек на воображаемой небесной сфере. Координаты светил или точек задаются двумя угловыми величинами (или дугами), однозначно определяющими положение объектов на небесной сфере. Таким образом, система небесных координат является сферической системой координат, в которой третья координата – расстояние – часто неизвестна и не играет роли.

Системы небесных координат отличаются друг от друга выбором основной плоскости и началом отсчета. В зависимости от решаемой задачи может быть более удобным использовать ту или иную систему.

Наиболее часто используются горизонтальная и экваториальные системы координат. Реже – эллиптическая, галактическая и другие.

В системах координат можно выделить три понятия: местная, геоцентрическая инерциальная и геоцентрическая гринвичская (вращающаяся) прямоугольные системы координат. Кроме того, следует иметь в виду достаточно большое и разнообразное количество связанных систем координат (связанных с КА, с приборами, с линией визирования).

Горизонтальная система координат. В этой системе основной плоскостью служит плоскость математического горизонта. Одной координатой при этом выбирается либо высота светила h , либо его зенитное расстояние Z , другой координатой принимается азимут A .

Высотой h светила называется дуга вертикального круга от математического горизонта до светила, или угол между плоскостью математического горизонта и направлением на светило. Высоты отсчитываются в пределах от 0° до $+90^\circ$ к зениту и от 0° до -90° к надиру.

Зенитным расстоянием Z светила называется дуга вертикального круга от зенита до светила, или угол между отвесной линией и направлением на светило. Зенитные расстояния отсчитываются в пределах от 0° до 180° от зенита к надиру.

Азимутом A светила называется дуга математического горизонта от точки юга до вертикального круга светила, или угол между полуденной линией и линией пересечения плоскости математического горизонта с плоскостью вертикального круга светила. Азимуты отсчитываются в сторону суточного вращения небесной сферы, то есть к западу от точки юга, в пределах от 0° до 360° . Иногда азимуты отсчитываются от 0° до $+180^\circ$ к западу и от 0° до -180° к востоку. (В геодезии азимуты отсчитываются от точки севера.)

Первая экваториальная система координат. В этой системе основной плоскостью является плоскость небесного экватора. Одной координатой при этом является склонение δ (реже – полярное расстояние p). Другой координатой – часовой угол t .

Склонением δ светила называется дуга круга склонения от небесного экватора до светила, или угол между плоскостью небесного

экватора и направлением на светило. Склонения отсчитываются в пределах от 0° до $+90^\circ$ к Северному полюсу мира и от 0° до -90° к Южному полюсу мира.

Полярным расстоянием p светила называется дуга круга склонения от Северного полюса мира до светила, или угол между осью мира и направлением на светило. Полярные расстояния отсчитываются в пределах от 0° до 180° от Северного полюса мира к Южному.

Часовым углом t светила называется дуга небесного экватора от верхней точки небесного экватора (то есть точки пересечения небесного экватора с небесным меридианом) до круга склонения светила, или двугранный угол между плоскостями небесного меридиана и круга склонения светила. Часовые углы отсчитываются в сторону суточного вращения небесной сферы, то есть к западу от верхней точки небесного экватора, в пределах от 0° до 360° (в градусной мере) или от 0^h до 24^h (в часовой мере). Иногда часовые углы отсчитываются от 0° до $+180^\circ$ (от 0^h до $+12^h$) к западу и от 0° до -180° (от 0^h до -12^h) к востоку.

Вторая экваториальная система координат. В этой системе, как и в первой экваториальной, основной плоскостью служит плоскость небесного экватора, а одной координатой выбрано склонение δ (реже – полярное расстояние p). Другой координатой является прямое восхождение α .

Прямым восхождением (RA, α) светила называется дуга небесного экватора от точки весеннего равноденствия до круга склонения светила, или угол между направлением на точку весеннего равноденствия и плоскостью круга склонения светила. Прямые восхождения отсчитываются в сторону, противоположную суточному вращению небесной сферы, в пределах от 0° до 360° (в градусной мере) или от 0^h до 24^h (в часовой мере).

RA – астрономический эквивалент земной долготы. И RA , и долгота измеряют угол «восток-запад» вдоль экватора; обе меры берут отсчет от нулевого пункта на экваторе. Для долготы нулевой пункт – нулевой меридиан, для RA нулевой отметкой является место на небе, где Солнце пересекает небесный экватор в весеннее равноденствие.

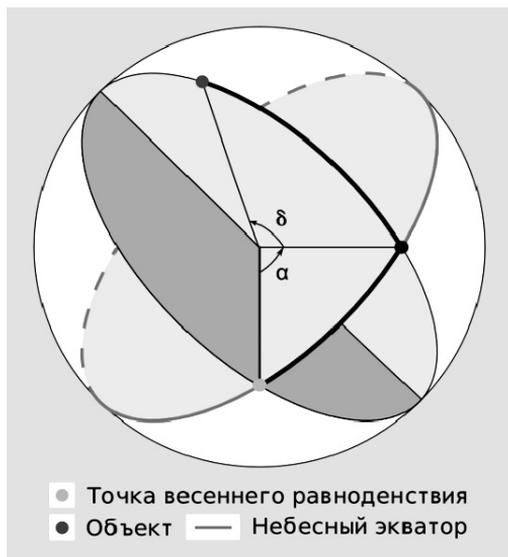


Рис. П.3. Небесная сфера

Объект на небесном экваторе имеет склонение 0° .

Склонение северного полюса небесной сферы равно $+90^\circ$.

Склонение южного -90° .

У склонения всегда указывается знак, даже если склонение положительно.

Склонение небесного объекта, проходящего через зенит, равно широте наблюдателя (если считать северную широту со знаком $+$, а южную отрицательной). В северном полушарии Земли для заданной широты φ небесные объекты со склонением $\delta > 90^\circ - \varphi$ не заходят за горизонт, поэтому называются незаходящими. Если же склонение объекта $\delta < -90^\circ + \varphi$, то объект называется невозходящим, а значит, он не наблюдается на широте φ .

Эклиптическая система координат. В этой системе основной плоскостью является плоскость эклиптики. Одной координатой при этом является эклиптическая широта β , а другой – эклиптическая долгота λ .

Эклиптической широтой β светила называется дуга круга широты от эклиптики до светила, или угол между плоскостью эклиптики и

направлением на светило. Эклиптические широты отсчитываются в пределах от 0° до $+90^\circ$ к северному полюсу эклиптики и от 0° до -90° к южному полюсу эклиптики.

Эклиптической долготой λ светила называется дуга эклиптики от точки весеннего равноденствия до круга широты светила, или угол между направлением на точку весеннего равноденствия и плоскостью круга широты светила. Эклиптические долготы отсчитываются в сторону видимого годового движения Солнца по эклиптике, то есть к востоку от точки весеннего равноденствия в пределах от 0° до 360° .

Галактическая система координат. В этой системе основной плоскостью является плоскость нашей Галактики. Одной координатой при этом является галактическая широта b , а другой – галактическая долгота l .

Галактической широтой b светила называется дуга круга галактической широты от эклиптики до светила, или угол между плоскостью галактического экватора и направлением на светило.

Галактические широты отсчитываются в пределах от 0° до $+90^\circ$ к северному галактическому полюсу и от 0° до -90° к южному галактическому полюсу.

Галактической долготой l светила называется дуга галактического экватора от точки начала отсчета C до круга галактической широты светила, или угол между направлением на точку начала отсчета C и плоскостью круга галактической широты светила. Галактические долготы отсчитываются против часовой стрелки, если смотреть с северного галактического полюса, то есть к востоку от точки начала отсчета C в пределах от 0° до 360° .

Использование различных систем координат

Горизонтальная система координат используется для определения направления на светило с помощью угломерных инструментов и при наблюдениях в телескоп, смонтированный на азимутальной установке.

Первая экваториальная система координат используется для определения точного времени и при наблюдениях в телескоп, смонтированный на экваториальной установке.

Вторая экваториальная система координат является общепринятой в астрометрии. В этой системе составляются звездные карты и описываются положения светил в каталогах.

Эклиптическая система координат используется в теоретической астрономии при определении орбит небесных тел.

Связанная система координат используется для описания координат КА.

Приборная система координат используется при описании данных конкретного прибора.

Визирная система координат используется для описания связи положения КА и цели.

П.1.2. Типы орбит

Орбита – траектория движения физического тела (спутника) в поле притяжения другого, более массивного центрального тела. Такими траекториями могут быть окружность, эллипс, парабола или гипербола.

Орбитальное движение тел описывается законами Кеплера.

Первый закон: Орбиты всех планет являются эллипсами, в одном из фокусов которых находится Солнце.

Второй закон: Движение каждой планеты происходит так, что радиус-вектор, проведенный из центра Солнца к планете, за равные промежутки времени покрывает равные площади.

Третий закон: Квадраты периодов обращения различных планет вокруг Солнца относятся как кубы больших полуосей эллипсов орбит.

Кеплеровыми элементами орбиты являются:

- фокальный параметр p , большая полуось a , радиус перицентра, радиус апоцентра – определяют размер орбиты,
- эксцентриситет (e) – определяет форму орбиты,
- наклонение орбиты (i),
- долгота восходящего узла (Ω) – определяет положение плоскости орбиты небесного тела в пространстве,
- аргумент перицентра (ω) – задает ориентацию аппарата в плоскости орбиты (часто задают направление на перицентр),
- момент прохождения небесного тела через перицентр (T_0) – задает привязку по времени.

Эти элементы однозначно определяют орбиту независимо от ее формы (эллиптической, параболической или гиперболической). Основной координатной плоскостью может быть плоскость эклиптики, плоскость галактики, плоскость земного экватора и т.д. Тогда элементы орбиты задаются относительно выбранной плоскости.

По геометрической форме орбиты делятся на круговые и эллиптические, с тем или иным эксцентриситетом.

По углу наклона i плоскости орбиты к плоскости земного экватора – на экваториальные ($i = 0^\circ$), полярные ($i = 90^\circ$), наклонные (i – любое, кроме 0° и 90°).

По соотношению периода обращения $T_{об}$ вокруг земного шара с земными или солнечными сутками – на несинхронные, квазисинхронные, синхронно-суточные (геосинхронные), солнечно-синхронные.

Геостационарная орбита (ГСО) – круговая орбита, расположенная над экватором Земли (0° широты), находясь на которой искусственный спутник 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. Геостационарная орбита является разновидностью геосинхронной орбиты и используется для размещения искусственных спутников (коммуникационных, телетрансляционных и т. п.).

Синхронная орбита (СО) – орбита, обладающая тем свойством, что период обращения тела, двигающегося по этой орбите, совпадает с периодом вращения центрального тела этой орбиты вокруг своей оси.

Если плоскость синхронной орбиты совпадает с плоскостью экватора центрального тела, то такую орбиту называют стационарной. Спутник на стационарной орбите кажется неподвижным с точки зрения наблюдателей, находящихся на центральном теле.

Многие искусственные спутники Земли находятся на геостационарной орбите.

Геосинхронная орбита (ГСО) – орбита вокруг Земли, для которой период обращения находящегося на ней спутника равен звездному периоду вращения Земли.

Если такая орбита круговая и лежит в плоскости земного экватора, то спутник в небе практически неподвижен, и в этом случае его

орбита называется **геостационарной**. Геостационарная орбита проходит на высоте 35 800 км.

Для Земли с ее периодом вращения относительно звезд, равным 23 часа 56 минут 4,1 секунды, радиус орбиты геостационарного спутника равен 42160 километрам, т.е. ее высота над земной поверхностью составляет около 35800 километров.

Стационарные искусственные спутники Земли используются преимущественно в интересах космической связи, а также постоянного мониторинга земных атмосферы и поверхности.

Спутник на геосинхронной орбите, наклоненной к экваториальной плоскости Земли, в течение суток (при наблюдении с Земли) описывает на небе восьмерку.

Низкая опорная орбита (НОО) – орбита космического аппарата около Земли. В общем случае считается, что космический аппарат находится на опорной орбите, если он движется с первой космической скоростью, которая для планеты Земля составляет порядка 7,9 км/с, и находится на высоте, где соответствующая плотность верхних слоев атмосферы в первом приближении, допускает круговое или эллиптическое движение. Обычно высота НОО составляет 250 км.

Так как способность ракеты-носителя выводить массу тела на околоземную орбиту зависит от наклона орбиты к плоскости экватора, обычно предполагается, что НОО имеет наклон к экватору, совпадающий с широтой стартовой площадки, с которой был осуществлен запуск. Другие наклоны орбиты ведут к уменьшению параметров ракеты-носителя по способности вывода груза на орбиту.

Время жизни (или время нахождения КА на НОО) зависит от баллистических параметров искусственного небесного тела и от текущей активности Солнца, которое влияет на протяженность внешних слоев атмосферы Земли.

Геопереходная орбита (ГПО) – орбита, являющаяся переходной между низкой опорной орбитой (высота порядка 250 км) и геостационарной орбитой (высота 35 800 км). В отличие от НОО и ГСО, которые в первом приближении являются круговыми, переходная орбита – это сильно вытянутая эллиптическая траектория движения КА, пе-

ригей которой лежит на расстоянии НОО от Земли, а апогей – на расстоянии ГСО.

Завершение вывода КА на ГСО происходит, когда он достигает апогея при движения по геопереходной орбите. В этот момент разгонный блок сообщает аппарату разгонный импульс, который превращает его эллиптическое движение в круговое с периодом обращения вокруг Земли, равным длине суток.

Солнечно-синхронная (СС) (иногда ошибочно именуемая геосинхронной) орбита представляет собой геоцентрическую орбиту с такими параметрами, что объект, находящийся на такой орбите, проходит над любой точкой земной поверхности приблизительно в одно и то же местное солнечное время. Таким образом, угол освещения земной поверхности будет приблизительно одинаковым на всех проходах спутника. Такие постоянные условия освещения очень хорошо подходят для спутников, получающих изображения земной поверхности (в том числе спутников дистанционного зондирования Земли, метеоспутников). Однако нужно учитывать годовые колебания солнечного времени, вызванные эллиптичностью земной орбиты.

Например, спутник «LandSat-7», находящийся на солнечно-синхронной орбите, может пересекать экватор пятнадцать раз в день, каждый раз в 10:00 местного времени.

Для достижения подобных характеристик параметры орбиты выбираются таким образом, чтобы орбита прецессировала в восточном направлении на 360 градусов в год (приблизительно на 1 градус в день), компенсируя вращение Земли вокруг Солнца. Прецессия происходит за счет взаимодействия спутника с Землей, некруглой из-за полярного сжатия. Скорость прецессии зависит от наклона орбиты. Нужной скорости прецессии можно достичь лишь для определенного диапазона высот орбит (как правило, выбираются значения 600-800 км с периодами 96-100 мин), необходимое наклонение для упомянутого диапазона высот около 98° . Для орбит с большими высотами требуются весьма большие значения наклонения, из-за чего в зону посещения спутника перестают попадать полярные области.

Данный тип орбит может иметь различные вариации. Например, возможны солнечно-синхронные орбиты с большим эксцентрисите-

Таблица П.1

Тип орбиты	Высота орбиты, тыс. км	Ориентация плоскости орбиты (i)	Геометрический вид орбиты	Период обращения спутника, час
Низковысотная	0,5–2	Экваториальная наклонная	Круговая	1,5–2
Средневысотная	5–15	Наклонная прямая и обратная	Круговая	4–8
Высокоэллиптическая	Перигей от 0,46, апогей до 71	Наклонная прямая и обратная	Эллиптическая	3–24
Геостационарная	36	Экваториальная	Геостационарная	24

том. В этом случае солнечное время прохода будет зафиксировано только для одной точки орбиты (как правило, перигея).

Период обращения выбирается в соответствии с необходимым периодом повторных проходов над одной и той же точкой поверхности. Хотя спутник на круговой солнечно-синхронной орбите пересекает экватор в одно и то же местное время, это происходит в разных точках экватора (на разной долготе) из-за того, что Земля поворачивается на некоторый угол между проходами спутника. Предположим, период обращения составляет 96 мин. Это значение нацело делит солнечные сутки на пятнадцать. Таким образом, за сутки спутник пройдет над пятнадцатью разными точками экватора, через сутки вернувшись к первой точке. Подбирая более сложные (не целые) отношения, можно увеличить число посещаемых точек за счет увеличения периода посещения одной и той же точки.

Специальными случаями геосинхронной орбиты является орбита, на которой посещение экватора происходит в полдень/полночь, а также орбита, лежащая в плоскости терминатора, то есть в полосе закатов и восходов. Последний вариант не имеет смысла для спутников, осуществляющих оптическую фотосъемку, но хорош для радарных спутников, так как обеспечивает отсутствие участков орбиты, на

которых спутник попадает в тень Земли. Таким образом, на такой орбите солнечные батареи спутника постоянно освещаются Солнцем.

Примечание: Наклонение орбиты i – двугранный угол между экваториальной и орбитальной плоскостями (i лежит в пределах $0...180^\circ$), отсчитываемый против часовой стрелки для наблюдателя, находящегося в точке восходящего узла.

Орбиту называют полярной при $i=90^\circ$; экваториальной – при $i = 0^\circ$; наклонной при $0 < i < 90^\circ$.

П.1.3. Методы преобразования координат

Изучение космических объектов в той или иной степени связано с двумя проблемами астрономии – проблемой точного определения положения небесного тела в определенной системе координат на заданный момент времени и проблемой обработки наблюдений этого объекта.

Для решения этих задач надо знать не только закон движения небесного объекта, но и законы, по которым выбранная система координат меняет свою ориентацию в пространстве. Необходимо путем подходящего преобразования координат найти систему отсчета, в которой уравнения движения объекта имеют наиболее простую форму.

Кроме выбора системы координат, возникает проблема связи различных систем координат. Это вытекает из того факта, что положение точки на Земле определено в одной системе координат, положение КА в пространстве – в другой системе координат, положение объектива бортового оборудования – в третьей системе. Необходим математический аппарат, позволяющий удобным способом передавать информацию о положении объектива бортового оборудования относительно точки на Земле. Таким математическим аппаратом являются т.н. эйлеровы углы или, например, кватернионы.

Эйлеровы углы φ , θ , ψ , определяют положение прямоугольной декартовой системы координат $OXYZ$ относительно другой прямоугольной декартовой системы координат $Oxuz$ с той же ориентацией (см. рис. П.4). Пусть OK – ось (линия узлов), совпадающая с линией пересечения координатной плоскости Oxu первой системы с координатной плоскостью OXY второй системы и направленная так, что оси

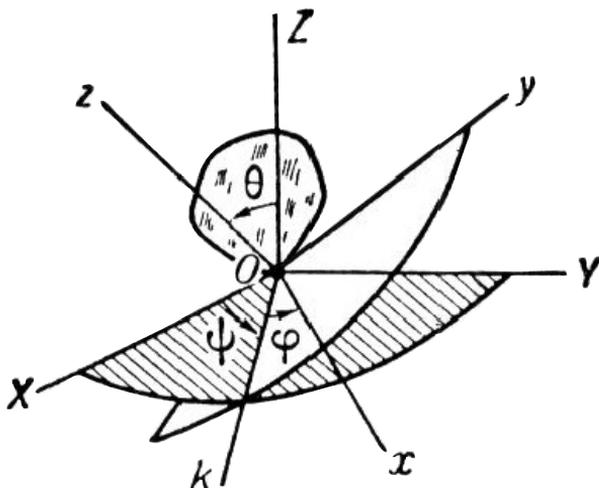


Рис. П.4. К определению углов Эйлера

Oz , OZ , OK образуют тройку той же ориентации. Тогда эйлеровы углы будут: φ – угол собственного вращения – угол между осями Ox и OK , отсчитываемый в плоскости Oxy от оси Ox в направлении кратчайшего поворота от Ox к Oy , θ – угол нутации, не превосходящий π – угол между осями Oz и OZ ; ψ – угол прецессии – угол между осями OK и Ox , отсчитываемый в плоскости OXY от оси OK в направлении кратчайшего поворота от Ox к OY . При $\theta = 0$ или π эйлеровы углы не определяются. Углы введены Л. Эйлером в 1748 году. Широко используются в динамике твердого тела (например, в теории гироскопа) и небесной механике.

Кватернионы предоставляют удобное математическое обозначение положения и вращения объектов в пространстве. В сравнении с углами Эйлера, кватернионы позволяют проще комбинировать вращения, а также избежать проблемы, связанной с невозможностью поворота вокруг оси, независимо от совершенного вращения по другим осям. В сравнении с матрицами они обладают большей вычислительной устойчивостью и могут быть более эффективными. Кватернионы нашли свое применение в компьютерной графике, робототехнике, навигации, молекулярной динамике.

Кватернионы (англ. quaternion) – это система гиперкомплексных чисел, предложенная Гамильтоном в 1843 году.

Кватернион задает поворот не вокруг осей x , y , z , а вокруг любой произвольной оси.

Кватернион, он же гиперкомплексное число, представляет собой набор четырех чисел. Иногда будет удобно представлять кватернион как 4D-вектор, иногда как набор четырех чисел, иногда как число и 3D-вектор, а иногда и как гиперкомплексное число с тремя мнимыми единицами i , j , k ; таким образом, имеем следующие представления:

$$q = [x_1, x_2, x_3, x_4] = [\text{scalar}, (\text{vector})] = [x_1, (x_2, x_3, x_4)] = x_1 + x_2 \cdot i + x_3 \cdot j + x_4 \cdot k.$$

Кватернионы хороши тем, что с ними очень легко работать. Например, их можно складывать (покомпонентно). Сумма кватернионов – это «смесь» тех поворотов, которые они задают. Т.е. конечный кватернион будет представлять некий усредненный поворот. Кватернионы, как и матрицы, можно перемножать. Допустим, объект нужно повернуть сперва с помощью кватерниона A , затем – с помощью кватерниона B . Тогда поворот можно осуществить одной операцией, повернув объект кватернионом $C = A \cdot B$.

Произведение кватернионов не коммутативно, т.е. $A \cdot B \neq B \cdot A$.

Кватернион – это (если не вдаваться в математические подробности) просто 4D-вектор: $q = (x; y; z; w)$, подобранный так, что $x \cdot x + y \cdot y + z \cdot z + w \cdot w = 1$ (это т.н. нормированный кватернион – именно их обычно и используют). Его можно также условно разбить на два компонента: векторный – $v = (x; y; z)$ и скалярный – w .

Чем удобен кватернион? Тем, что позволяет очень просто работать с вращениями. Например, все операции с матрицами крайне ресурсоемки (чего стоит, к примеру, нахождение обратной матрицы поворота!), а работа с углами Эйлера – вообще самый ненадежный способ представления вращения.

ПРИЛОЖЕНИЕ II

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ

А

- АД** **Астродатчик** – бортовой прибор, позволяющий определить ориентацию космического аппарата по астроориентире.
- АДГ** **Астродиагностика гироскопического измерителя вектора угловой скорости** – внеплановый сеанс астроопределения параметров ориентации двумя или одним АД по совокупности звездных кадров на заданном интервале времени для проверки информационной исправности рабочего базиса ориентации системы информационного обеспечения (выполняется в режиме стабилизации космического аппарата в орбитальной системе координат).
- АК** **1. Астрокоординатор** – см. астродатчик (АД).
2. Астрокоррекция – исправление углового положения гиростабилизированной платформы космического летательного аппарата по сигналам астродатчиков, определяющих направление на звезды или другие небесные ориентиры, применяется, когда заданное угловое положение платформы, используемой в течение длительного времени, может быть значительно нарушено из-за ее ухода.
- АКД** **Астрокоррекция параметров ориентации, а также калибровка дрейфов гироскопического измерителя вектора угловой скорости** – астрокоррекция параметров ориентации, а также калибровка дрейфов гироскопического измерителя вектора угловой скорости по результатам текущей и предыдущей астрокоррекции (выполняется в режиме стабилизации космического аппарата в орбитальной системе координат).
- АКН** **Астрокоррекция из неопределенной ориентации** – проведение опознавания звезд при отсутствии априорной информации об ориентации космического аппарата и

определение его ориентации по результатам опознавания одного из звездных кадров, полученных от включенных астродатчиков (выполняется в режиме стабилизации космического аппарата в инерциальной системе координат).

АКП **Астрокоррекция параметров ориентации промежуточная** – промежуточная астрокоррекция параметров ориентации одним или двумя астродатчиками по совокупности звездных кадров на заданном интервале времени (выполняется в режиме стабилизации космического аппарата в орбитальной системе координат).

АКР **Астрокоррекция параметров ориентации** – астрокоррекция параметров ориентации одним или двумя астродатчиками по совокупности звездных кадров на заданном интервале времени (выполняется в режиме стабилизации космического аппарата в орбитальной системе координат).

АКС **Астрокоррекция против Солнца** – астрокоррекция против Солнца по одному звездному кадру, полученному от астродатчика, визирная ось которого направлена против Солнца, измеренного с помощью солнечного датчика положения (выполняется в режиме стабилизации космического аппарата в инерциальной системе координат). Режим используется при построении орбитальной ориентации на начальном участке полета.

АО **Адаптер обмена.**

АОЗ **Алгоритм опознавания звезд** – метод вычисления, по которому можно определить положение астроориентира.

АОСБ **Аппаратура ориентации солнечных батарей** – аппаратура управления приводами панелей солнечных батарей по командам от системы управления.

АПУ **Аппаратура преобразования и управления.**

АРК **Аппаратура регулирования и контроля.**

АСН **Аппаратура спутниковой навигации** – аппаратура, предназначенная для определения местоположения гео-

графических координат и высоты, а также параметров движения скорости и направления космического аппарата.

АСУПП **Автоматизированная система управления подготовкой пуска** – объединение группы функционально связанных элементов системы.

АТМИ **Аналоговая телеметрическая информация** – телеметрическая информация, получаемая с аналоговых и сигнальных датчиков и подвергаемая перед передачей на Землю аналогово-цифровому преобразованию.

АУД **Астроудержание** – определение ориентации космического аппарата относительно некоторого начального положения по данным от включенных астродатчиков.

АФС **Антенно-фидерная система** – система, состоящая из высокочастотных фидеров на основе коаксиального кабеля и приемно-передающих антенн с системой их ориентации.

АЦК **Автоматизированный цифровой комплекс** – комплекс технических средств, представляющий собой программно-аппаратный эквивалент системы управления.

Б

БАКИС **Бортовая аппаратура командно-измерительной системы** – аппаратура, которая обеспечивает управление космическим аппаратом, разовыми командами, программной и специальной информацией; принимает с космического аппарата телеметрическую информацию; измеряет текущие навигационные параметры движения космического аппарата; сверяет, корректирует и фазирует бортовую шкалу времени.

БАДУ **Блок автоматики двигательной установки** – устройство управления двигательной установкой разгонного блока космического аппарата.

БДПТ **Бесконтактный двигатель постоянного тока.**

БИС **Большая интегральная схема.**

- БКП** **Блок коммутации питания** – устройство, отвечающее за включение и выключение питания в блоках силовой автоматики.
- БКС** **Бортовая кабельная сеть** – набор разъемов и кабелей, обеспечивающих соединение между собой блоков космического аппарата.
- БОС** **1. Базовая операционная система (для НКПА)** – программный комплекс, являющийся основой для разработки программного обеспечения задания и проведения наземных испытаний.
2. Бортовая операционная система (для БСУ) – комплекс программ, обеспечивающих выполнение вычислительных процессов в БЦВС, БУК, БЦВМ.
- БП** **Баллистический прогноз.**
- БПИ** **Блок преобразования информации** – объединение группы функционально связанных элементов системы.
- БПК** **Блок подачи ксенона** – объединение группы функционально связанных элементов системы.
- БПО** **Бортовое программное обеспечение** – программное обеспечение БЦВС, БУК.
- БРТК** **1. Бортовой радиотехнический комплекс** – совокупность технических средств, обеспечивающих связь космического аппарата и наземного комплекса управления.
2. Бортовой радиотрансляционный комплекс – является целевой аппаратурой для КА «КазСат» и КА «Экспресс-МД1».
- БССД** **Бортовая система сбора данных.**
- БСК** **1. Базовая система координат** – система координат, выбираемая для описания движения объекта.
2. Блок связи и коммутации – объединение группы функционально связанных элементов системы.

- БСУ** **Бортовая система управления** – программно-аппаратный комплекс управления космическим аппаратом.
- БУ** **Блок управления.**
- БУВ ПК** **Блок управления вентиляторами приборного контейнера.**
- БУВ ФК** **Блок управления вентиляторами фокального контейнера.**
- БУД** **Блок управления двигателями.**
- БУК** **Блок управления и контроля** – управление исполнительными устройствами через блоки-спутники.
- БУП** **1. Блок управления пироустройствами** – управление подрывом пиропатронов для раскрытия солнечных батарей.
2. Блок управления приводом – электронное устройство управления приводом.
- БХК** **Блок хранения ксенона.**
- БЦВК** **Бортовой цифровой вычислительный комплекс** – комплекс, который получает информацию от датчиков и бортовых систем, обрабатывает ее в режиме реального времени между задачами и выдает управляющие сигналы на исполнительные органы и в бортовые системы.
- БЦВМ** **Бортовая цифровая вычислительная машина** – цифровые вычислительные средства в составе бортового оборудования 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.
- БЦВС** **Бортовая цифровая вычислительная система** – система, которая включает в себя бортовые цифровые вычислительные машины, работающие синхронно по одинаковым программам, фактически резервирующие друг друга и представляющие собой параллельные каналы.

БШВ **Бортовая шкала времени** – отсчет времени во встраиваемой системе, по которой производится синхронизация и управление узлами космического аппарата.

БЭ **Блок электроники** – устройство управления приводом солнечных батарей от алгоритмов системы ориентации солнечных батарей.

В

ВИП **Вторичный источник питания** – устройство преобразования напряжения бортовой системы, необходимое для работы вычислительного комплекса.

ВИРК **Высокоинформативный радиокomплекс.**

ВС **Вычислительная система** – система по структуре подобна БЦВС, но имеет меньшие объемы памяти и некоторые отличия по интерфейсу.

ВСК **Визирная система координат** – система координат, в которой одна из осей базиса является визирной линией, а остальные – измерительными осями.

ВЧ **Высокочастотный.**

ВЯ **Вычислительное ядро** – программно-аппаратный комплекс, являющийся основой для построения СУ космических аппаратов, включающий в себя вычислитель(ли) с СОВП.

Г

ГБ **Гироблок** – объединение группы функционально связанных элементов системы, имеющих в своем составе гироскоп.

ГГАК **Гелиогеофизический аппаратурный комплекс.**

ГД **Газовые двигатели** – двигатели, которые используют в качестве рабочего тела холодный газ, выпускаемый через реактивные сопла без поджига.

ГИВУС **Гироскопический измеритель вектора угловой скорости** – прибор, предназначенный для измерения приращений интегралов от проекции вектора угловой скорости космического аппарата на измерительные оси чувствительных элементов прибора за интервал времени между двумя последовательными опросами бортовой вычислительной системы.

ГСП **Гиростабилизированная платформа** – площадка, удерживаемая в заранее заданном положении системой гироскопов и не участвующая в колебаниях корпуса летательного аппарата.

Д

ДЗЗ **Дистанционное зондирование Земли** – наблюдение поверхности Земли космическими средствами, оснащенными различными видами съемочной аппаратуры.

ДКПИ **Дешифратор командно-программной информации.**

ДКС **Дополнение до контрольной суммы** – контрольная сумма сегмента информации предназначена для обнаружения ошибок, то есть определения, были ли какие-либо биты сегмента искажены в процессе передачи (например в результате помех на линии связи или промежуточного хранения в маршрутизаторе). Протокол на передающей стороне вычисляет дополнение до 1 суммы всех 16-разрядных слов сегмента, игнорируя происходящие при суммировании переполнения. Результат вычисления заносится в поле контрольной суммы сегмента. Дополнение до 1 вычисляется путем замены всех нулей суммы единицами и наоборот. Дополнением до 1 слова 1100101011001010 является слово 0011010100110101, которое и будет записано в поле контрольной суммы. На приемной стороне производится суммирование всех слов сегмента, включая поле контрольной суммы. Если при передаче не произошло искажения ни одного из битов,

результатом суммирования является 1111111111111111. Присутствие хотя бы одного нулевого бита в сумме свидетельствует о наличии ошибок в данных.

ДМ **Двигатель-маховик** – на космическом аппарате с длительным сроком функционирования управление угловым движением целесообразно организовать с помощью электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) – двигателей-маховиков (ДМ) или силовых гироскопов, что обеспечивает экономии рабочего тела, используемого для обеспечения управления линейным движением КА с помощью реактивных двигателей. Управление угловым движением КА с помощью ЭМИО основано на перераспределении кинетического момента между КА и группой исполнительных органов, установленных на КА. В процессе работы таким исполнительным органам требуется периодическая разгрузка, чтобы собственный кинетический момент ЭМИО, накопленный в процессе управления, не превышал определенного порога. Разгрузка осуществляется путем создания реактивными двигателями внешнего момента заданной величины и направления.

ДНГ **Динамически настраиваемый гироскоп.**

ДПР **Датчик положения ротора.**

ДС **Двигатель стабилизации.**

ДСР **Датчик стопорного режима.**

ДТ **Датчик тока.**

ДУ **Двигательная установка** – основной двигатель космического аппарата, отвечающий за изменение орбиты и ориентации космического аппарата.

ДУГ **Датчик угла.**

ДУХГ **Двигательная установка на холодном газе** – двигательная установка, где в качестве рабочего тела используется холодный газ.

ДФП Датчик фиксированного положения.

И

ИГСК **Инерциальная геоцентрическая система координат** – система координат, используемая для описания движения навигационного спутника. Начало координат O находится в центре масс Земли. Ось OX лежит в экваториальной плоскости и направлена в точку весеннего равноденствия гамма, ось OZ совпадает с осью вращения Земли и направлена на Северный полюс Земли, ось OY дополняет систему до правой.

ИИС **Информационно-измерительная система.**

ИК **1. Измерительный канал.**

2. Инфракрасный.

ИНО **Инерциальная ориентация** – ориентация в инерциальной системе координат.

ИП **1. Исполнительная плата** – устройство выдачи и приема сигналов и команд на датчики и исполнительные устройства смежных систем.

2. Источник питания – устройство, предназначенное для обеспечения блоков космического аппарата электрическим питанием.

ИО **Исполнительные органы.**

ИПО **Имитационное программное обеспечение** – комплекс программ испытательного или отладочного стенда, обеспечивающий имитацию действий датчиков и механизмов смежных систем.

ИСК **Инерциальная система координат** – система координат, относительно которой материальная точка в отсутствие внешних сил движется по инерции прямолинейно и равномерно.

ИСС **Имитатор смежных систем** – программно-аппаратный комплекс, имитирующий работу смежных систем в системе управления.

ИСУ **Интегрированная система управления** – система, объединяющая автоматизированное управление процессами, которые происходят в космическом аппарате.

К

К **Коммутатор** – трехфазный силовой преобразователь.

КА **Космический аппарат** – техническое устройство, используемое для выполнения различных задач в космическом пространстве, а также проведения исследовательских и иного рода работ.

КД **Конструкторская документация** – совокупность официально признанных документов, которые определяют конструкцию изделия и имеют содержательную и реквизитную части, в том числе установленные подписи.

КИС **1. Контрольно-испытательный стенд** – лабораторное оборудование, предназначенное для контрольных испытаний системы управления космического аппарата и разгонного блока.

2. Контрольно-испытательная станция.

КК **Кодовая команда** – кодовое управляющее воздействие с Земли заранее определенной структуры, с помощью которого можно управлять функционированием как программных, так и аппаратных систем, изменяя значения программных параметров бортовых вычислителей.

ККП **Комплекс командных приборов** – комплекс навигационных приборов, предназначенный для ориентации разгонного блока при выведении космического аппарата на целевую орбиту.

КМ **Кинетический момент** – момент импульса, кинетический момент, угловой момент, орбитальный момент, мо-

мент количества движения характеризует количество вращательного движения. Величина, зависящая от того, сколько массы вращается, как она распределена относительно оси вращения и с какой скоростью происходит вращение. Момент импульса частицы относительно некоторого начала отсчета определяется векторным произведением ее радиус-вектора и импульса. В системе СИ момент импульса измеряется в единицах джоуль-секунда, Дж·с.

- КМИО** **Комплекс магнитных исполнительных органов** – устройства, регулирующие управление КУДМ.
- КОД** **Команда обмена данными.**
- КОИ** **Комплексная обработка информации** – комплексное преобразование информации из одного вида в другой, производимое по строгим формальным правилам.
- КП** **Командный пункт** – комплекс управления подготовкой к старту космического аппарата и выведения космического аппарата на целевую орбиту.
- КПА** **Контрольно-проверочная аппаратура** – программно-аппаратный комплекс наземного контроля космического аппарата или разгонного блока.
- КПИ** **Командно-программная информация** – закодированная последовательность воздействий на управление космическим аппаратом, осуществляемая с наземного комплекса управления.
- КПУ** **Коммутационно-преобразующее устройство** – один из блоков силовой автоматики, обеспечивающий управление исполнительными и смежными системами.
- КРТ** **Космический радиотелескоп** – находящийся вне пределов земной атмосферы астрономический инструмент для приема собственного радиоизлучения небесных объектов в Солнечной системе, Галактике и Метагалактике и исследования его характеристик: координат источников, про-

странственной структуры, интенсивности излучения, спектра и поляризации.

- КРУ** **Коммутационно-распределительное устройство.**
- КС** **Космическая станция** – обитаемый долговременный летательный аппарат, предназначенный для исследований на околоземной орбите или в космосе.
- КУ** **Канал управления.**
- КУДМ** **Комплекс управляющих двигателей-маховиков** – комплекс из трех, четырех или шести двигателей-маховиков и управляющего устройства.
- КШ** **Контроллер шины** – устройство интерфейса, управляющее обменом информации в интерфейсе.

Л

- ЛК** **Локальный контроллер** – программно-аппаратное устройство управления датчиками и исполнительными механизмами космического аппарата.
- ЛКИ** **Летно-конструкторские испытания** – вид испытаний авиационно-космической техники.

М

- МД** **Маршевый двигатель** – основной двигатель космического аппарата или разгонного блока, предназначенный для приведения аппарата в движение, работающий до достижения аппаратом его цели, или до конца активного участка полета, или ступени многоступенчатой ракеты.
- 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 кодом по общей информационной магистрали.

- МНА** **Малонаправленная антенна** – антенна, передающая и принимающая сигнал широким лучом.
- МНК** **Метод наименьших квадратов** – один из методов регрессионного анализа для оценки неизвестных величин по результатам измерений, содержащим случайные ошибки. Метод наименьших квадратов применяется также для приближенного представления заданной функции другими (более простыми) функциями и часто оказывается полезным при обработке наблюдений. Когда искомая величина может быть измерена непосредственно, как, например, длина отрезка или угол, то для увеличения точности измерение производится много раз и за окончательный результат берут арифметическое среднее из всех отдельных измерений. Это правило арифметической середины основывается на соображениях теории вероятностей; легко показать, что сумма квадратов отклонений отдельных измерений от арифметической середины будет меньше, чем сумма квадратов отклонений отдельных измерений от какой бы то ни было другой величины. Само правило арифметической середины представляет, следовательно, простейший случай метода наименьших квадратов.
- МПЗ** **Магнитное поле Земли** – магнитное поле, генерируемое внутриземными источниками.
- МПО** **Межпроцессорный обмен** – обмен информацией между вычислительными машинами в многомашинном синхронном вычислительном комплексе.
- МСУ-ГС** **Многоспектральное сканирующее устройство гидрометеорологического обеспечения.**
- МУСБ** **Механическое устройство солнечной батареи.**
- МЦА** **Модуль целевой аппаратуры** – модуль, включающий в себя съемочную аппаратуру, систему сбора, накопления и передачи информации, антенно-фидерное устройство.

Н

- НГ ДУ** **Нагреватели двигательной установки.**
- НИП** **Наземный измерительный пункт.**
- НКПА** **Наземная контрольно-проверочная аппаратура** – программно-аппаратный комплекс для наземного этапа обработки бортовой системы управления космическим аппаратом.
- НКС** **Наземная кабельная сеть** – кабельная сеть для связи блоков вычислительных машин и системы задания эксперимента для наземной отработки комплекса.
- НКУ** **Наземный комплекс управления** – совокупность наземных радиотехнических и вычислительных средств с соответствующим методическим и математическим обеспечением, предназначенных для управления полетом космического аппарата и контроля работы его бортовых систем. НКУ функционирует в период орбитального полета КА от момента отделения его от ракеты-носителя до прекращения активного существования. Основные целевые задачи НКУ могут быть сформулированы следующим образом: поддержание орбитальной структуры космической системы, управление и контроль выполнения динамических операций в космосе, управление функционированием бортовой аппаратуры КА, контроль и диагностика ее состояния, взаимодействие с комплексами.
- НП** **Настраиваемый параметр** – параметр, который может быть изменен по команде с наземного комплекса управления в процессе полета космического аппарата.
- НПК** **Навигационно-пилотажный комплекс.**
- НППК** **Наземный проверочно-пусковой комплекс** – программно-аппаратный комплекс предстартовой подготовки и запуска разгонного блока.

- НС** **Навигационная система** – комплексная электронно-техническая система, состоящая из совокупности наземного и космического оборудования, предназначенная для определения местоположения (географических координат и высоты), а также параметров движения (скорости и направления движения и т.д.) космического аппарата.
- НУИ** **Начальная управляющая информация** – информация, заложенная в бортовую цифровую вычислительную машину в космическом аппарате и разгонном блоке и предназначенная для управления на начальном этапе полета.
- НЧ** **Низкочастотный.**
- НЭ** **Нагревательный элемент** – исполнительный элемент системы обеспечения теплового режима.

О

- ОБ** **Орбитальный блок.**
- ОЗУ** **Оперативное запоминающее устройство** – память, часть системы памяти ЭВМ, в которую процессор может обратиться за одну операцию. Предназначено для временного хранения данных и команд, необходимых процессору для выполнения им операций.
- ОКР** **Опытно-конструкторская работа** – комплекс мероприятий, включающий в себя как научные исследования, так и производство опытных и мелкосерийных образцов продукции, предшествующий запуску нового продукта или системы в промышленное производство.
- ОН** **Ограничение нагрузок** – состояние системы управления космического аппарата, требующее отключения блоков управления и исполнительных механизмов космического аппарата.
- ОНА** **Остронаправленная антенна** – антенна, передающая и принимающая сигнал только в одном направлении и используемая для объединения двух удаленных сегментов,

расположенных в прямой видимости, или в ситуациях, когда необходимо, чтобы сигнал распространялся в одном направлении узким лучом.

ОС **Ответное слово** – слово, являющееся квитанцией на принятую оконечным устройством (см. ОУ) достоверную информацию, определяющее факт установления связи между устройствами интерфейса.

ОСК **Орбитальная система координат** – в этой системе координат ось *OU* совпадает с текущей вертикалью и направлена вверх вдоль радиуса-вектора, соединяющего центры масс Земли и спутника; ось *OX* лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону движения космического аппарата; ось *OZ* перпендикулярна плоскости орбиты и дополняет первые две оси до правой системы координат. Угловое положение КА относительно осей орбитальной системы координат определяется тремя углами: тангажа, рыскания и крена.

ОУ **Оконечное устройство** – устройство интерфейса, функционирующее в соответствии с командами контроллера шины, т.е. программно-аппаратное устройство, обеспечивающее первичную обработку сообщения или сигнала, преобразование сообщений из вида, в котором их представляет источник (речь, изображение и т.п.), в сигнал (на стороне источника, отправителя) и обратно (на стороне получателя).

П

ПАУД **Параметры алгоритмов управления движением.**

ПВ **Проверочные включения** – проверка работоспособности отдельных систем с подачей на них электропитания.

ПВВ **Процессор ввода-вывода** – процессор, специализирующийся на автономной обработке данных, связанной с обменом данными между частями компьютера и с вводом и выводом данных.

- ПЗ** Полетное задание.
- ПЗС** **Прибор с зарядовой связью** – общее обозначение класса полупроводниковых приборов, в которых применяется технология управляемого переноса заряда в объеме полупроводника.
- ПЗУ** **Постоянное запоминающее устройство** – энергонезависимая память, используемая для хранения массива неизменяемых данных.
- ПК** **Пироклапан** – устройство, предназначенное для перекрытия линии подачи окислителя в камеру сгорания при выключении двигателя.
- ПЛИС** **Программируемая логическая интегральная схема** – полужаказная большая интегральная схема для реализации сложных функциональных блоков.
- ПО** **Программное обеспечение** – компьютерные программы и данные, предназначенные для решения задач управления космическим аппаратом, разгонным блоком и т.д. и хранящиеся в РПЗУ, БЦВС, БЦВК, БУВМ.
- ПОЗ** **Прибор ориентации на Землю** – программно-аппаратный комплекс ориентации космического аппарата на Землю.
- ПОИ** **Предварительная обработка информации** – алгоритм, обеспечивающий первичную обработку информации преобразования сигналов от датчиков и исполнительных механизмов в вид, необходимый для нормальной работы программного обеспечения.
- ПОС** **Прибор ориентации на Солнце** – программно-аппаратный комплекс ориентации космического аппарата на Солнце.
- ПП** **Признак подрыва** – ответный сигнал от пироэлементов, характеризующий выполнение подрыва.
- ППУ** **Приемопередающее устройство.**

- ПРВЭ** **Пиропатроны раскрытия внешних элементов** – исполнительный механизм раскрытия, в частности, солнечных батарей, основанный на энергии взрыва пиротехнического элемента.
- ПСА** **Панхроматическая съёмочная аппаратура** – установленная на космическом аппарате съёмочная аппаратура, работа которой основана на фотоаппарате видимого спектра.
- ПСК** **Приборная система координат** – система координат конкретного прибора, в которой оси направлены в соответствии с базовыми поверхностями прибора.
- ПСМ** **Постоянный сигнал местоположений.**
- ПСО** **Построение солнечной ориентации.**
- ПТ** **Пиротехнический элемент** – часть изделия, заключающая в себе механическую смесь окислителя и горючего, при сжигании которой выделяются тепловые и/или световые и/или дымовые и/или звуковые и/или реактивные эффекты.
- ПУ** **Пироустройства.**
- ПЭ** **Пироэлементы** – см. пиротехнический элемент (ПТ).
- ПЭН** **Пленочный электронагреватель.**

Р

- РБ** **Разгонный блок** – ступень ракеты-носителя, предназначенная для перевода космического аппарата с опорной орбиты на целевую орбиту искусственного спутника Земли и на отлетные траектории к планетам.
- РВК** **Режим встроенного контроля** – режим работы космического аппарата или разгонного блока для определения состояния космического аппарата или разгонного блока.
- РДСА** **Распределенного доступа съёмочная аппаратура** – часть целевой аппаратуры КА «Монитор-Э», предназначенная для осуществления съёмки земной поверхности в нескольких спектральных диапазонах.

- РК** **1. Радиокоманда** – команда непосредственного воздействия на космический аппарат по радиоканалу.
2. Разовая команда.
- РКН** **Радиокоманда непосредственного исполнения** – управляющее воздействие с Земли, выдаваемое через бортовую телекомандную систему на аппаратуру космического аппарата в виде электрических команд.
- РКУ** **Релейная команда управления.**
- РН** **Ракета-носитель** – аппарат, действующий по принципу реактивного движения и предназначенный для выведения полезной нагрузки в космическое пространство.
- РПЗУ** **Репрограммируемое постоянное запоминающее устройство** – постоянное запоминающее устройство, в котором информация может неоднократно изменяться с помощью специальных средств стирания и записи.
- РСА** **Радиолокатор с синтезированной апертурой** – активный датчик дистанционного зондирования с боковым обзором, размещаемый на борту летательного аппарата, самолета или космического корабля.

С

- САД** **Стабилизация с использованием астродатчиков** – определение ориентации космического аппарата по данным от включенного АД в условиях, когда априорная информация об ориентации КА известна с точностью не хуже 1 град.
- САУ** **Система автоматического управления** – система управления, в контуре управления которой не участвует человек.
- СБ** **Солнечная батарея** – один из генераторов альтернативных видов энергии, превращающих солнечное электромагнитное излучение в электричество.
- СГК** **Силовой гироскопический комплекс.**

- СДП** **Солнечный датчик положения** – датчик, который показывает положение Солнца относительно космического аппарата.
- 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 заданную угловую ориентацию космического аппарата, разгонного блока, солнечных батарей.
- СИО** **Система информационного обеспечения** – программно-аппаратный комплекс, объединяющий совокупность датчиков первичной информации и программного обеспечения.
- СИП** **Система индикации положения** – система, позволяющая совокупности движущихся объектов или станций осуществлять слежение друг за другом и центральной станции – осуществлять слежение за положениями одного или всех объектов этой совокупности.
- СК** **Стартовый комплекс** – один из основных объектов космодрома, имеющий одну или несколько стартовых площадок.
- *СК** ***Система координат** – комплекс определений, реализующий метод координат, то есть способ определять положение точки или тела с помощью чисел или других символов. Совокупность чисел, определяющих положение конкретной точки, называется координатами этой точки. В настоящем пособии упоминаются следующие системы координат:
- БСК** – базовая система координат,
- ВСК** – визирная система координат,

- ИСК** – инерциальная система координат,
ИГСК – инерциальная геоцентрическая система координат,
ОСК – орбитальная система координат,
ПСК – приборная система координат,
ССК – связанная с космическим аппаратом система координат,
УИСК – условная инерциальная система координат,
J2000 – ИГСК на положение земной оси в полночь на 01.01.2000 года.
- СКД** **Система контроля и диагностики** – программный комплекс контроля и коррекции системы управления космического аппарата.
- СКЗ** **Структурированный каталог звезд** – каталог, в котором дана информация о расстоянии между звездами.
- СКО** **Среднеквадратическое отклонение** – в теории вероятности и статистике наиболее распространенный показатель рассеивания значений случайной величины относительно ее математического ожидания.
- СКЭ** **Система контроля электризации.**
- СНИПИ** **Система накопления и передачи информации** – часть целевой аппаратуры КА «Монитор-Э», предназначенная для накопления и передачи на Землю целевой информации.
- СНС** **Спутниковая навигационная система** – комплексная электротехническая система, состоящая из совокупности наземного и космического оборудования, предназначенная для определения местоположения географических координат и высот, а также параметров движения скорости и направления движения космического аппарата.
- СОВП** **Система организации вычислительного процесса** – программный комплекс, обеспечивающий выполнение вычислительного процесса.

- СОСБ** Система ориентации солнечных батарей – система, обеспечивающая постоянную ориентацию солнечных батарей на Солнце.
- 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.
- СПД** Стационарные плазменные двигатели – двигатели, реактивную тягу которых создает плазма, разогнанная электромагнитным полем.
- СПЗ** Стартовое полетное задание – информация, заложенная в разгонном блоке и предназначенная для управления разгонным блоком от момента отрыва от стола до выведения на целевую орбиту в конкретный день.
- СПСК** Связанная приборная система координат – система, оси которой определяются основными базовыми осями прибора.
- СПУ** Система программного управления.
- ССК** Связанная система координат – система, оси которой определяются осями инерции космического аппарата, начало координат совпадает с центром масс КА.
- ССКМ** Система сброса кинетического момента.
- ССНИ** Система сбора научной информации – программно-аппаратный комплекс сбора научной информации.
- ССО** Система стабилизации и ориентации – программно-аппаратный комплекс для стабилизации и ориентации космического аппарата.
- СТИ** Система телеметрической информации – программно-аппаратный комплекс сбора и выдачи в НКУ телеметрической информации.

- СТУ** Система траекторного управления.
- СУ** Система управления – совокупность устройств и программ, осуществляющих управление, и связей между ними.
- СУБИК** Система управления бортовым измерительным комплексом – совокупность устройств и программ, осуществляющих управление, и связей между устройствами бортового измерительного комплекса.
- СУД** Система управления движением – система, управляющая бортовыми системами космического аппарата в соответствии с заложенной логикой функционирования для поддержания эксплуатации технических характеристик космического аппарата в заданных диапазонах и обеспечения целевого применения КА.
- СУДН** Система управления движением и навигацией.
- СУРБ** Система управления разгонным блоком.
- СУРП** Система управления режимов полета.
- СУСС** Система управления смежными системами – совокупность устройств и программ, осуществляющих управление и связь между бортовой системой управления и смежными системами.
- СЭС** Система электроснабжения – аппаратный комплекс системы электроснабжения космического аппарата.

Т

- ТД СОС** Термодинамическая система ориентации спутника – система, которая дает ориентацию спутника относительно Солнца за счет термоэлементов.
- ТДС** Точный датчик Солнца – бортовой прибор точной ориентации космического аппарата на Солнце.
- 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.

ТКС **Телекомандная система** – совокупность технических средств, обеспечивающих связь космического аппарата и наземного комплекса управления.

ТМ **Тяговый модуль.**

ТМИ **Телеметрическая информация** – информация, полученная при помощи телеметрии.

ТМК **Терминал мультиплексного канала** – оконечное устройство мультиплексного канала обмена (см. МКО).

ТМС **Телеметрическая система** (ТМС-Б – блок телеметрической системы).

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

УДМ **Управляющий двигатель-маховик** – см. двигатель-маховик (ДМ).

УОС **Усилитель обратной связи.**

УФЦ **Устройство формирования цикла** – устройство, задающее циклический режим работы БЦВС, БЦВМ, БЦВК.

Ф

- ФИ** **Формирователь импульсов.**
- ФПО** **Функциональное программное обеспечение** – часть программного обеспечения, реализующая алгоритмы выполнения функциональных задач.
- ФППЗ** **Фоточувствительный прибор с переносом заряда** – фотоэлектрические приемники света, способные преобразовывать принятую информацию в электрические заряды и обрабатывать ее в зависимости от области применения.

Ц

- ЦА** **Целевая аппаратура** – аппаратура космического аппарата, предназначенная для выполнения его целевых функций.
- ЦАП** **Цифроаналоговый преобразователь.**
- ЦКО** **Цифровой комплекс обработки** – программно-аппаратный комплекс вторичной обработки телеметрии.
- ЦПР** **Центральный процессор** – часть аппаратного обеспечения бортового компьютера, отвечающая за выполнение операций, заданных программами.
- ЦТМИ** **Цифровая телеметрическая информация** – телеметрическая информация, полученная цифровым методом.
- ЦУ** **Целеуказание.**
- ЦУП** **Центр управления полетом** – учреждение, обеспечивающее практическое управление полетами космических аппаратов разных классов.

Ш

- ШП** **Шарикоподшипник.**
- ШИМ** **Широтно-импульсный модулятор.**

Э

- ЭК ДУ** **Электроклапаны двигательной установки.**
- ЭП** **Электронный прибор** – техническое устройство, приводимое в действие с помощью электричества и выполняющее некоторую полезную работу, которая может выражаться в виде механической работы, выделения теплоты и др., или предназначенное для обеспечения работы других электроприборов.
- ЭРДУ** **Электрореактивный двигатель управления.**
- ЭРИ** **Электрорадиоизделие** – комплектующее для создания космического аппарата и т.д.
- ЭЦ** **Энергетический центр** – отображение конкретного небесного тела на звездном кадре.
- 1ЭИСК** **1-я экваториальная инерциальная система координат** – в этой системе основной плоскостью является плоскость небесного экватора, одной координатой при этом является склонение δ , другой координатой – часовой угол t .
- 2ЭИСК** **2-я экваториальная инерциальная система координат** – в этой системе, как и в первой экваториальной, основной плоскостью является плоскость небесного экватора, а одной координатой – склонение β , другой – прямое восхождение α .
- J2000 эпоха, стандартная** – момент времени, на который приводятся координаты небесных тел; до 1984 г. координаты в каталогах звезд относились к среднему экватору и равноденствию на начало бесселева года. С 1984 г. вместо бесселева года используется юлианский год и для обозначения стандартной эпохи применяется буква J, например J2000.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Абгарян К.А. Динамика ракет: Учеб. пособие / К.А. Абгарян, И.М. Рапопорт. – М.: Машиностроение, 1969. – 378 с.
2. Алексеев К.Б. Управление космическими летательными аппаратами. 2-е изд., перераб. и доп./ К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
3. Бартенев В.А. Управление орбитой стационарного спутника/ В.А. Бартенев, В.А. Малышев, Г.М. Чернявский.– М.: Машиностроение, 1974. – 144 с.
4. Беляев Н.М. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов / Н.М. Беляев, Н.П. Белик, Е.И. Уваров. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.
5. Буч Г. Язык UML. Руководство пользователя. 2-е изд./ Г. Буч, Д. Рамбо, И. Якобсон; пер. с. англ. Н. Мухин. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 496 с.
6. Воловик М.А. Проектирование систем управления космическими аппаратами / М.А. Воловик, Б.П. Соустин. – Новосибирск: Наука, 1999. – 256 с.
7. ГОСТ 25645.126-85. Поле геомагнитное. Модель поля внутриземных источников; введ. 01.01.1987. – М.: Изд-во стандартов, 1990. – 23 с.
8. ГОСТ Р 52070-2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования; введ. 01.01.2004. – М.: Изд-во стандартов, 2003. – 27 с.
9. Изерман Р. Цифровые системы управления. – М.: Мир, 1984. – 541 с.
10. Ишлинский А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. – М.: Наука, 1976. – 672 с.
11. Красовский П.А. Метрология космических навигационных спутниковых систем. Монография. – Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ», 2009. – 216 с.
12. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. – М.: Физматгиз, 1962. – 349 с.
13. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 336 с.
14. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.

15. Патент РФ №2356788. Способ управления положением солнечной батареи. С.В. Гордийко, Б.Г. Бурдыгов. Оpubл. 27.05.2009. Бюл. № 15.

16. Патент РФ №2368545. Способ управления положением солнечной батареи. С.В. Гордийко, Б.Г. Бурдыгов. Оpubл. 27.09.2009. Бюл. № 27.

17. Патент РФ №2368547. Способ управления положением солнечной батареи. С.В. Гордийко, Б.Г. Бурдыгов. Оpubл. 27.09.2009. Бюл. № 27.

18. Плазменные ускорители / Под ред. Л.А. Арцимовича [и др.]. – М.: Машиностроение, 1973. – 312 с.

19. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учеб. пособие для вузов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

20. Сыров А.С. Специфика использования CALS-технологий в космической отрасли; Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическая промышленность. НИЦ АСК, – М., 2008.

21. Трифонов Ю.В. Космические аппараты дистанционного зондирования Земли. – М.:ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008. – 169 с.

22. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твердого тела и их приложения. – М.: Физматлит, 2006. – 512 с.

23. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли: Лекции и упражнения. – М.: Радио и связь, 2004. – 200 с.

24. ГКНПЦ имени М.В. Хруничева [Электронный ресурс] URL: <http://www.khrunichev.ru/> (дата обращения 01.11.2009).

25. Государственный астрономический институт имени П.К. Штернберга МГУ [Электронный ресурс] URL: <http://www.sai.msu.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

26. ЗАО «Научно-производственное предприятие «Медикон» [Электронный ресурс] URL: <http://www.medicon-miass.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

27. КБ «Южное» [Электронный ресурс] URL: <http://www.yuzhnoye.com/> (дата обращения 01.04.2010).

28. Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина [Электронный ресурс] URL: <http://www.laspace.ru/rus/index.php/> (дата обращения 01.04.2010).

29. НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова [Электронный ресурс] URL: <http://www.tsenki.com/niipm.asp/> (дата обращения 01.04.2010).

30. ОАО «НПП «ГЕОФИЗИКА–Космос» [Электронный ресурс] URL: <http://www.geofizika-cosmos.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

31. ОАО «Раменское Приборостроительное Конструкторское Бюро» [Электронный ресурс] URL: <http://www.rpkb.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

32. ООО «Научно-производственная компания «Оптолинк» [Электронный ресурс] URL: <http://www.optolink.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

33. РКК «Энергия» [Электронный ресурс] URL: <http://www.energia.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

34. ФГУП «Московское опытно-конструкторское бюро «Марс» [Электронный ресурс] URL: <http://mars-mokb.ru/> (дата обращения 01.04.2010).

35. ФГУП «НПП ВНИИЭМ» [Электронный ресурс] URL: <http://www.vniiem.ru/ru/> (дата обращения 01.04.2010).

36. ФГУП Научно-исследовательский институт космического приборостроения [Электронный ресурс] URL: <http://fgupniikp.ru/content/view/53/11/> (дата обращения 01.04.2010).

Тем. план 2010, поз. 12 (гриф)

Авторы: Бровкин Александр Григорьевич, Бурдыгов Борис Георгиевич, Гордийко Сергей Владимирович, Горячев Андрей Федорович, Заведеев Александр Аркадьевич, Камальдинова Рауза Абдулхаковна, Козлов Анатолий Иванович, Комин Виктор Иванович, Луняков Сергей Васильевич, Мишихин Вячеслав Витальевич, Полосин Илья Викторович, Попов Борис Николаевич, Реутов Валерий Генрихович, Семенов Евгений Евгеньевич, Соколов Владимир Николаевич, Сыров Анатолий Сергеевич, Чащин Владислав Алексеевич, Шатский Михаил Александрович, Шелогаев Владимир Борисович, Шипов Андрей Александрович, Яковлев Александр Андреевич.

**БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ**

Редакторы: М.С. Винниченко, Т.В. Кособокова
Компьютерная верстка Е.Э. Качаловой

Подписано в печать 28.05.2010 г.
Бум. офсетная. Формат 60х90 1/16. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 17,67. Уч.-изд. л. 19,00. Тираж 1000 экз.
Изд. № 394. Заказ 1603.

Изд-во МАИ-ПРИНТ
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125212

ООО «Софтмейстер»
г. Москва, Верхняя Красносельская ул., д. 34