

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации  
Российской академии наук

На правах рукописи



Кулаков Александр Юрьевич

МОДЕЛЬ И АЛГОРИТМЫ РЕКОНФИГУРАЦИИ СИСТЕМЫ  
УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Специальность 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка  
информации (технические системы)

Диссертация на соискание учёной степени  
кандидат технических наук

Научный руководитель  
доктор технических наук, доцент  
Павлов Александр Николаевич

Санкт-Петербург – 2017

## Оглавление

Введение.....	4
Глава 1 Разработка модели процесса реконфигурации системы управления движением космического аппарата.....	15
1.1 Анализ современного состояния исследований в области управления структурной динамикой сложного технического объекта .....	15
1.2 Космический аппарат как сложный технический объект с перестраиваемой структурой .....	28
1.3 Содержательное описание процесса реконфигурации системы управления движением космического аппарата .....	39
1.4 Разработка теоретико-множественной модели процесса реконфигурации системы управления движением космического аппарата .....	49
Выводы.....	54
Глава 2. Аналитическая модель реконфигурации системы управления движением космического аппарата.....	55
2.1 Логико-вероятностный подход к описанию структуры системы управления движением. Основные структурные показатели .....	55
2.2 Формализованное описание структуры системы управления движением.....	61
2.3 Аналитическая модель реконфигурации системы управления движением в текущем режиме ориентации.....	75
Выводы.....	78
Глава 3. Методика структурно-функциональной реконфигурации и алгоритмы выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры .....	79
3.1 Стандартная реконфигурация системы управления движением.....	79
3.2 Методика структурно-функциональной реконфигурации системы управления движением космического аппарата.....	87
3.3 Алгоритмы выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры космического аппарата на основе бионического подхода.....	90
Выводы.....	96
Глава 4 Разработка и исследование прототипа программного комплекса моделирования реконфигурации системы управления движением космического аппарата .....	98

4.1 Структурно-логическая схема проводимых исследований прототипа программного комплекса .....	98
4.2 Комплекс моделей функционирования космического аппарата .....	101
4.3 Прототип программного комплекса «Реконфигурация» .....	107
4.4 Иллюстрация алгоритмов выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры.....	110
4.5 Проведение экспериментов с помощью программного комплекса. Оценка эффективности функционирования космического аппарата.....	117
Выводы.....	135
Заключение .....	137
Список сокращений и условных обозначений.....	140
Список литературы .....	143

## Введение

**Актуальность темы диссертационной работы.** Особую важность в настоящее время при разработке и эксплуатации космических аппаратов (КА) приобретают вопросы обеспечения требуемой степени автономности и живучести, а также повышения эффективности функционирования КА в различных условиях обстановки. Актуальность решения указанных задач для КА наблюдения вызвана, с одной стороны, особенностями орбиты на которых функционирует данный тип КА, с другой стороны, отсутствием возможности своевременного управления при возникновении нештатных ситуаций на борту КА.

Для обеспечения автономности и живучести КА необходимо, чтобы КА находился в работоспособном состоянии максимальное время или оперативно восстанавливал свою работоспособность. То есть необходимо иметь возможность изменять (перестраивать) структуру (структуры) КА в различных условиях обстановки с целью поддержания требуемого уровня работоспособности. Широкое распространение на практике при решении задач обеспечения надежности, живучести, катастрофоустойчивости и отказоустойчивости сложных технических систем (СТО) в рамках развиваемой в настоящее время теории управления структурной динамикой получил такой вариант управления структурами СТО как реконфигурация [59, 86, 87].

Под реконфигурацией структуры сложного технического объекта понимается целенаправленный процесс изменения структуры (структур) объекта в целях сохранения, восстановления, а в некоторых ситуациях повышения эффективности применения, либо обеспечения минимального их снижения при возможной деградации и/или выходе из строя элементов и подсистем [12, 14, 15, 28, 29, 59].

В диссертационной работе под процессом изменения структуры КА будем понимать реконфигурацией ключевой бортовой системы космического

аппарата – системы управления движением (СУД). Тогда, под реконфигурацией СУД, как видом структурного управления на борту КА, будем понимать последовательность операций, определяющих изменение режимов ориентации КА и состава бортовой аппаратуры (БА) включённой в контур управления (рабочую конфигурацию БА) КА.

Таким образом, решение задачи структурного управления (реконфигурации СУД) КА в целях обеспечения требуемой степени автономности и живучести, а также повышения эффективности функционирования КА является актуальной.

**Степень разработанности темы.** Предварительный анализ рассматриваемых подходов к повышению уровня живучести и автономности проектируемых систем с перестраиваемой структурой, а также повышению эффективности их функционирования при помощи реконфигурации структуры объекта, показал, что вопросы применения современных методов управления структурной динамикой к техническим объектам космического назначения эти вопросы, как отдельный предмет научных изысканий, с единой общесистемной точки зрения были недостаточно затронуты и исследованы.

В рамках работ Кирилина А.Н., Ахметова Р.Н., Соллогуба А.В., Макарова В.П. [4, 5, 6, 7, 8, 37, 38] подробно рассматривается процесс функционирования КА наблюдения при возникновении аномальных ситуаций. При этом особое внимание уделено основным принципам построения бортовой системы управления живучестью КА в аномальных ситуациях (АС), диагностике возникновения АС, методам восстановления штатного функционирования КА. Предложен комплексный инструментарий (программные и аппаратные средства контроля, контур «аварийной» защиты, использование структурных и функциональных резервов, дежурные режимы функционирования) для технологии полётного реинжиниринга КА наблюдения. В основе технологии полётного реинжиниринга лежит база знаний об АС для обеспечения оперативного управления бортовыми

ресурсами. Однако, вопросу автоматической реконфигурации бортовых систем вычислительными средствами бортового комплекса управления (БКУ) КА, без участия НКУ, уделяется мало внимания.

Говоря в целом о задачах управления структурно-сложными объектами наиболее значимые результаты в исследовании свойств надёжности, безопасности, живучести объектов, а также в исследовании вопросов структурного управления были получены большим количеством отдельных авторов и авторских коллективов, соответствующих научных школ [28, 29, 81, 74, 52, 53, 54, 24, 59, 61, 62, 68, 72, 86, 87, 88]. Данные авторы выполнили значительный объём научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, а также написали ряд монографий и учебных пособий, посвящённых вопросам разработки методологических и методических основ исследования свойств структурно-сложных объектов и организации контура структурного управления объектами. Прежде всего, для рассматриваемых в диссертации вопросов важным является упомянуть следующие научные коллективы и отдельных авторов: Половко А.М., Ушакова И.А. (теория надёжности систем), Рябинина И.А. (логико-вероятностное исчисление), Можаяева А.С. (общий логико-вероятностный метод), Соложенцева Е.Д. (логико-вероятностный подход для групп несовместных событий), Волика Б.Г., Буянова Б.Б., Лубкова Н.В. (анализ и синтез структур управляющих систем), Ахметова Р.Н., Макарова В.П., Соллогуба А.В., Кирилина А.Н. (система управления живучестью космических аппаратов дистанционного зондирования Земли), Соколова Б.В., Охтилева М.Ю., Павлова А.Н. (проактивное управление структурной динамикой сложных объектов), Юсупова Р.М. (информационная безопасность), Додонова А.Г. (функциональная и структурная живучесть информационных систем), Тарасова А.А. (функциональная реконфигурация).

Для процесса управления КА характерно его деление на четыре вида (контура) [33, 59, 86, 90]: управление бортовыми ресурсами, управление взаимодействием, управление бортовой аппаратурой и управление

движением. При этом все виды управления взаимозависимы и обусловлены текущим состоянием объекта. Особо стоит отметить тесную взаимосвязь управления движением, управления бортовой аппаратурой и бортовым ресурсом в рамках СУД КА, а также влияние структурного управления на управление движением (координатно-параметрическое управление).

Поэтому применительно к СУД КА реконфигурацию следует рассматривать не только как технологию управления структурой КА для парирования отказов ее элементов и подсистем (классическая реконфигурация), но и как технологию рационального перераспределения бортовых ресурсов с целью повышения надежности и живучести функционирования КА. При этом важными становятся задачи автоматического проведения реконфигурации КА средствами БКУ.

**Цель диссертационной работы** заключается в разработке модельно-алгоритмического обеспечения реконфигурации СУД КА для рационального использования бортового ресурса, парирования нештатных ситуаций и повышения надежности функционирования КА.

Для достижения поставленной цели диссертационного исследования необходимо решить **следующие частные задачи**:

1. Провести системный анализ процесса управления структурной динамикой сложных технических объектов, а также рассмотреть основные особенности проектирования контура бортового управления на современных КА.

2. Осуществить содержательную и теоретико-множественную постановку задачи реконфигурации СУД КА.

3. Разработать методику и алгоритмы проведения реконфигурации СУД КА для рационального использования ресурса бортовой аппаратуры и парирования нештатных ситуаций, возникающих вследствие появления сбоев и отказов БА.

Выполнить программную реализацию разработанной модели, методики и алгоритмов в виде прототипа программного комплекса для проведения

экспериментов, подтверждающих конструктивность и практическую значимость предложенного программно-алгоритмического обеспечения проведения реконфигурации СУД КА.

В качестве основных **методов исследования** рассматриваются: методы системного анализа, логико-вероятностные методы описания структуры технической систем, методы оптимизации, случайного поиска, методы математического моделирования.

**Положения, выносимые на защиту:**

- 1) Модель процесса реконфигурации СУД КА на основе системного динамического альтернативного мультиграфа.
- 2) Алгоритмы выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры космического аппарата на основе бионического подхода.
- 3) Методика структурно-функциональной реконфигурации СУД КА при многорежимном функционировании КА.

**Научная новизна** полученных в диссертационной работе результатов, разработанной модели, алгоритмов и методики, заключается в следующем:

- 1) Предложено формальное описание модели реконфигурации СУД КА на основе системного динамического альтернативного мультиграфа, в которой, *в отличие от известных*, данный процесс был представлен как процесс динамического изменения структурного состояния СУД КА за счёт варьирования рабочей конфигурации БА СУД и изменения режимов ориентации КА.
- 2) Разработаны алгоритмы решения задачи выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры (БА), позволяющие учитывать текущее структурное состояние СУД КА при восстановлении работоспособности после сбоя (отказа БА) и обоснованно осуществлять выбор наиболее предпочтительных вариантов рабочей конфигурации БА СУД для рационального распределения расхода бортового ресурса и парирования нештатных ситуаций.

3) Разработана *оригинальная* методика структурно-функциональной реконфигурации СУД КА, позволяющая без привлечения возможностей наземных средств управления КА комплексно и согласованно применять алгоритмы оптимального выбора рабочей конфигурации БА СУД, что позволяет увеличить значения частных показателей эффективности КА и комплексных показателей надёжности.

**Степень достоверности и апробация результатов.** Обоснованность и достоверность научных положений, основных выводов и результатов диссертации обеспечивается анализом состояний исследований на сегодняшний день в области управления структурной динамикой сложных систем с перестраиваемой структурой, а также апробацией основных теоретических положений диссертации в научных статьях и докладах на конференциях, семинарах. Корректность алгоритмов рационального выбора рабочей конфигурации БА на КА и методики структурно-функциональной реконфигурации СУД на их основе подтверждается согласованностью результатов машинных экспериментов, проведенных с помощью разработанного прототипа программного комплекса (ПК) оценки эффективности структурно-функциональной реконфигурации при управлении КА.

Основные положения и результаты диссертационной работы были представлены на всероссийских и отраслевых конференциях ракетно-космической отрасли, а именно: V российская мультikonференция по проблемам управления «Информационные технологии в управлении - 2012» (ИТУ-2012), г. Санкт-Петербург, 2012 г., VI Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий», г. Москва, 2013 г., IV Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» («Козловские чтения-2015»), г. Самара, 2015 г., III, IV, V Молодёжная научно-техническая конференция «Инновационный арсенал молодёжи», г. Санкт-Петербург, 2012-2014 гг.

**Теоретическая и практическая значимость.** Теоретическая значимость диссертационной работы состоит в том, что разработанные содержательная и формальная модели реконфигурации СУД КА могут послужить основой методического обеспечения для решения важной и актуальной задачи автоматизации управления сложными техническими объектами с перестраиваемой структурой (в частности, КА) с целью обеспечения требуемой степени автономности и живучести, а также повышения эффективности функционирования КА. Предложенная постановка задачи реконфигурации СУД КА, алгоритмы выбора рабочей конфигурации БА, методика структурно-функциональной реконфигурации СУД являются в достаточной степени универсальными и применимыми не только для аппаратуры СУД и контура управления угловым движением, но и для других бортовых систем КА.

С точки зрения применения информационных технологий для развития космической техники, предложенная методика и алгоритмы могут быть использованы на борту современных КА в программном обеспечении бортовой вычислительной системы.

Полученные в диссертации результаты были использованы в трёх организациях. В СПИИРАН в рамках проекта программы фундаментальных исследований отделения нанотехнологий и информационных технологий (ОНИТ) РАН (Проект № 2.11) «Комплексное моделирование, многокритериальное оценивание и анализ рисков при выработке управленческих решений в катастрофоустойчивой информационной системе», гранта Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ) №11-08-00767-а «Теоретические и экспериментальные исследования процессов реконфигурации структурных состояний катастрофоустойчивых объектов в условиях неопределенности», СЧ ОКР «Разработка комплекса методик и программных средств для оценки надежности бортовой аппаратуры маломассогабаритных космических аппаратов при ее проектировании, наземных испытаниях и эксплуатации»,

СЧ ОКР «Разработка методик и алгоритмического обеспечения системы комплексного моделирования транспортно-энергетического модуля для расчета и анализа показателей его надежности и живучести». В АО «КБ «Арсенал» при выполнении опытно-конструкторской работы по теме «Экипаж» в рамках разработки алгоритмов парирования нештатных ситуаций средствами бортового комплекса управления (БКУ) (автоматическая реконфигурация при возникновении неисправностей приборов системы управления движением), а также в аванпроекте по теме «Перигей» (многофункциональный малый космический аппарат). В рамках данных работ была повышена сбое- отказоустойчивость системы управления движением и обеспечена высокая живучесть функционирования КА в целом. В Санкт-Петербургском государственном университете аэрокосмического приборостроения (ГУАП) при подготовке специалистов и магистров по направлениям «Информатика и вычислительная техника», «Программная инженерия», «Системный анализ и управление» были внедрены в учебный процесс модель, методика и алгоритмы реконфигурации СУД КА.

**Публикации.** Основные результаты по материалам диссертационной работы опубликованы в 16 печатных трудах [31, 41, 43, 44, 45, 46, 47, 60, 63, 64, 65, 66, 67, 69, 71, 99], из которых четыре статьи опубликованы в журналах, рекомендованных ВАК РФ («Известия ВУЗов. Приборостроение», «Труды СПИИРАН», «Вестник СибГАУ», Труды международной конференции «Надёжность и статистика в транспорте и коммуникациях»).

**Личный вклад автора** в основных публикациях с соавторами кратко характеризуется следующим образом: в публикации [31] автором описаны разработанные компоненты программного комплекса моделирования функционирования КА; в [45, 43] предложена модель процесса реконфигурации при возникновении сбоев и отказов БА; в [44] формализована задача выбора рабочей конфигурации БА при проведении реконфигурации на борту КА; в [41, 46, 47] представлена методика

проведения реконфигурации СУД, исходя из заданного приборного состава чувствительных элементов и исполнительных органов СУД.

**Диссертационная работа** состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы и двух приложений. Диссертационная работа изложена на 156 листах, содержит 12 таблиц и 29 рисунков. Список цитируемой литературы включает 106 наименований.

Краткое содержание работы. **В первой главе** проведён системный анализ современного состояния исследований в области управления структурной динамикой СТО. Рассмотрены основные подходы, сложившиеся на данный момент по организации контура структурного управления в системе управления СТО, а также особенности структурного управления применительно к КА.

Проведено обобщённое теоретико-множественное описание задачи реконфигурации СУД КА на основе системного динамического альтернативного мультиграфа. С учётом содержательной постановки задачи введены два допущения:

- 1) Структурное состояние КА обладает временными интервалами постоянства, при этом его изменение может происходить по причине: возникновения сбоя/отказа БА КА, восстановления работоспособности БА, принудительного запроса на реконфигурацию;
- 2) Процесс изменения структурного состояния занимает незначительное время по сравнению с интервалом его постоянства.

Таким образом, в данной работе рассматривается динамический вариант постановки задачи реконфигурации БА СУД, который базируется на разрабатываемой в настоящее время прикладной теории проактивного управления структурной динамикой сложных (организационно-) технических систем.

**Во второй главе** рассмотрена структурно-функциональная реконфигурация СУД КА в виде задачи выбора рабочей конфигурации БА. Для исследования возможных сценариев проведения реконфигурации СУД

КА выбран общий логико-вероятностный метод (ОЛВМ), как наиболее универсальный метод структурно-логического описания структур сложных систем. Приведён типовой состав БА СУД в виде подсистемы чувствительных элементов и исполнительных органов системы управления движением.

Разработана аналитическая модель реконфигурации системы управления движением в текущем режиме ориентации в виде задачи дискретного (булева) программирования с нелинейной целевой функцией и нелинейными ограничениями. В качестве основного критерия для задачи выбора было принято равномерное задействование БА СУД на протяжении периода эксплуатации КА.

**В третьей главе** проведён анализ сценариев реконфигурации СУД КА: «стандартная» реконфигурация по командам с НКУ, «стандартная» реконфигурация, проводимая автоматически на борту КА и предложенная в диссертации структурно-функциональная реконфигурация. Разработана методика проведения структурно-функциональной реконфигурации СУД КА. Ядром данной методики является выбор рабочей конфигурации БА СУД. Для решения задачи выбора рабочей конфигурации БА разработаны соответствующие алгоритмы на основе эвристического и бионического подхода с применением «жадного» алгоритма и алгоритма случайного направленного поиска.

Алгоритмы и методика структурно-функциональной реконфигурации СУД КА могут быть реализованы в автоматическом режиме на борту КА.

**В четвёртой главе** разработан прототип программного комплекса (ПК) «Реконфигурация» для моделирования функционирования КА с учётом сбоев и отказов БА СУД. С помощью ПК «Реконфигурация» промоделированы и исследованы различные сценарии реконфигурации структуры СУД КА:

1) «стандартная» реконфигурация проводится только по командам с НКУ в зонах радиовидимости КА;

2) «стандартная» реконфигурация, проводимая автоматически СУД, кроме аварийной ситуации, когда необходим анализ нештатной ситуации на Земле;

3) структурно-функциональная реконфигурация, проводимая автоматически СУД, кроме аварийной ситуации.

По результатам моделирования число успешно проведённых сеансов увеличилось на ~50% по сравнению со «стандартной» реконфигурацией, проводимой с НКУ, и на ~30% по сравнению со «стандартной» реконфигурацией, проводимой в автоматическом режиме. Значения комплексных показателей надёжности увеличиваются для коэффициента технического использования и для коэффициента сохранения эффективности для проведённых сеансов на ~45% и ~25% соответственно для реконфигурации, проводимой с НКУ, и реконфигурации в автоматическом режиме.

## **Глава 1 Разработка модели процесса реконфигурации системы управления движением космического аппарата**

### **1.1 Анализ современного состояния исследований в области управления структурной динамикой сложного технического объекта**

Одним из важнейших и фундаментальных понятий современной науки является понятие системы. Вся общественная жизнь человека непосредственно связана с различного рода системами: физическими, биологическими, технико-технологическими, социальными и т.д. Систему можно определить [35] как целостное образование, состоящее из взаимосвязанных (взаимодействующих) компонентов (элементов, частей) и обладающее свойствами, которые не сводятся к свойствам этих компонент и не выводятся из них. После бурных научно-технических изменений XX века внимание учёных в области системно-кибернетических исследований всё больше акцентируется на сложных системах.

К современным сложным системам можно отнести автоматизированные системы управления сложными техническими объектами (СТО), территориально-распределённые информационно-вычислительные сети, в том числе состоящие из локальных сетей, гибкие автоматические и автоматизированные производства различной продукции и т.п.

Сложность современных объектов управления проявляется в таких аспектах, как структурная сложность, сложность функционирования, сложность выбора поведения, сложность моделирования и сложность развития.

Одним из главных аспектов сложной системы является структурная сложность. Структура системы – характеристика устойчивых связей и способов взаимодействия элементов системы, определяющая её целостность, строение, основы её организации. Различают следующие типы структур [35]:

- структура целей, функций и задач;
- организационная структура;
- техническая структура;
- топологическая структура;
- структура программно-математического и информационного обеспечения;
- структура технологии применения технической системы.

Тесным образом с понятием структуры системы связано понятие состояния системы. В общем случае состояние системы – это совокупность свойств, признаков (параметров) системы, которые отражают наиболее существенные стороны функционирования системы. Тогда структурное состояние сложной системы – это совокупность текущих состояний элементов, входящих в заданную структуру сложных технических объектов (СТО), и состояние отношений между ними.

Для успешного решения на практике возложенных на СТО задач необходимо, чтобы данные объекты были управляемы, т.е. способны изменять (перестраивать) свою структуру (структуры), состояния, параметры, способы функционирования в различных условиях обстановки.

Процесс эксплуатации большинства СТО, обусловлен постоянной сменой структурных состояний. Смена состояний СТО вызвана разными причинами: объективными и субъективными, внутренними и внешними (например, возмущениями, вызванными взаимодействием со средой или реализацией управляющих воздействий). Так в работах [34, 24] различают структурные, параметрические и координатные возмущения и в соответствии с ними структурное, координатное и параметрическое управление (иногда говорят о системах координатно-параметрическом управления [27]).

Смену структурных состояний СТО будем называть его структурной динамикой, а процесс формирования и реализации воздействий, обеспечивающих переход СТО из текущего в заданное структурное состояние – управлением структурной динамикой СТО [59].

В качестве наглядной модели структурной динамики рассмотрим граф эволюции работоспособности сложного технического объекта (рисунок 1.1) [59].

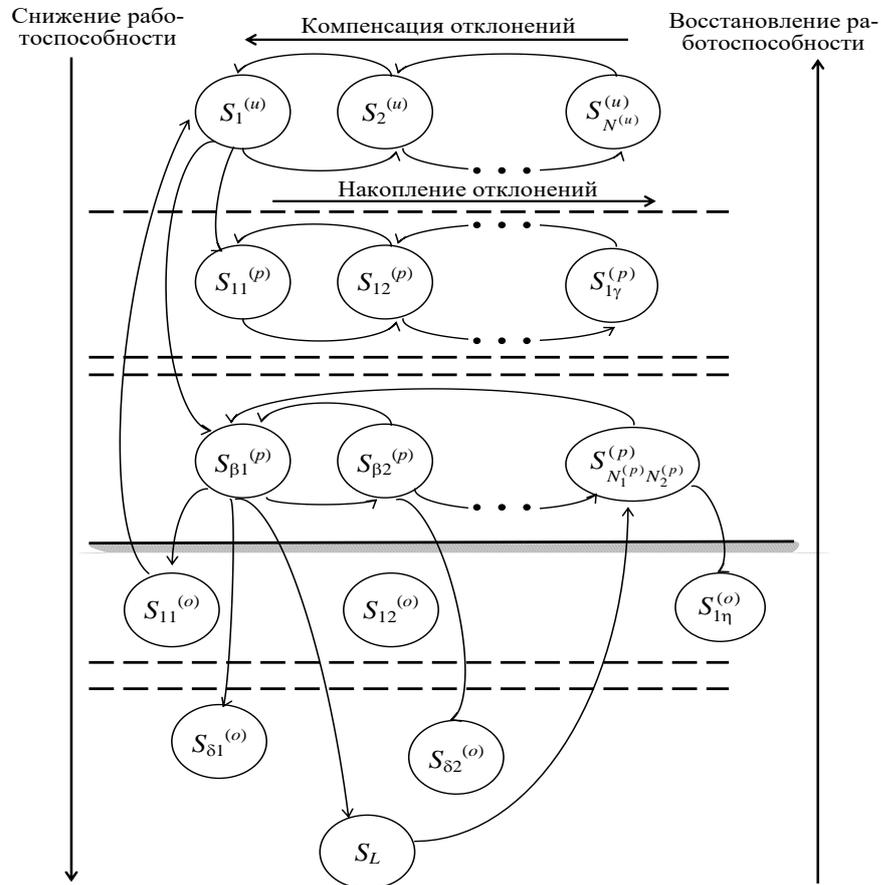


Рисунок 1.1 Граф эволюционной работоспособности СТО

В результате своего функционирования СТО находится в том или ином многоструктурном макросостоянии. Причем помимо динамики структур, таким макросостояниям присуще взаимное влияние этих структур друг на друга при главенствующей роли технологических или функциональных структур [59]. Многоструктурное макросостояние СТО – это обобщённое состояние системы, характеризующее текущее состояние основных элементов, подсистем, структур СТО и отношений между ними. Вершины графа – это многоструктурные макросостояния СТО. Всё множество вершин графа можно условно разбить на четыре класса.

Первый класс полностью работоспособных макросостояний СТО. Элементы данного класса отличаются друг от друга уровнем накопленных отклонений  $N$  в системе, но обобщённая оценка функционирования системы может характеризоваться как штатная.

Второй класс частично работоспособных макросостояний. С увеличением накопленных отклонений (индекс  $i$ ) на определённом уровне (индекс  $j$ ) частичной работоспособности (не достигая пока критического уровня) СТО переходит на уровень ниже ( $j-1$  уровень), характеризующийся большим отклонением основных параметров функционирования от штатных (номинальных, определённых документацией) и большим количеством отказавших структурных элементов.

Третий класс неработоспособных макросостояний СТО. Система в таких состояниях уже не способна эффективно выполнять возложенные на неё на этапе разработки и описанные в рабочей документации функции. Эксплуатация СТО продолжается для предотвращения аварийных ситуаций и перевода её в макросостояние, в котором она могла бы работать по целевому назначению.

Четвёртый класс – это класс аварийных макросостояний. Класс предельных состояний, в которых неработоспособно большинство структурных элементов, а дальнейшая эксплуатация СТО представляет опасность для человека или приносит вред экологии. Управление СТО в таких макросостояниях затруднено или невозможно.

В модели эволюции работоспособности важное значение имеет понятие отказа. Выделяют:

**простые отказы** – отказы, которые сопровождаются потерей работоспособности только непосредственно отказавших элементов;

**аварийные отказы** – отказы, которые сопровождаются потерей работоспособности не только непосредственно отказавших элементов, но и других элементов, технологически связанных с отказавшим;

*ценные отказы* – простые или аварийные отказы, сопровождающиеся дополнительными потерями в объектах потребителей из-за ухудшения качества или (и) снижения производительности рассматриваемого объекта.

В качестве дуг графа выступают переходы между макросостояниями СТО, характеризующие структурную динамику в сложной системе. Процесс деградации (Д-процесс) системы, показан дугами направленными сверху вниз. Процесс восстановления (В-процесс) – дугами снизу вверх. Процесс накопления отклонений (Н-процесс) – дугами слева на право, дуги справа налево – это процесс компенсации (К-процесс).

Таким образом, модель эволюции позволяет сформулировать такую важную цель структурного управления, как непрерывное обеспечение максимально возможного уровня работоспособности СТО (и её элементов). Для реализации этой цели в контуре структурного управления должно осуществляться: воздействие на Д-процессы (для исключения или уменьшения вероятности перехода в наименее желательное макросостояние), воздействие на В-процессы (организации восстановления) и К-процессы (компенсации накопленных отклонений).

Таким образом, для осуществления управления структурной динамикой СТО должен быть организован контур структурного управления (рисунок 1.2). В связи с разнотипностью структур сложных систем для реализации контура структурного управления необходимо несколько систем управления (СУ).

Контур структурного управления может выполнять следующие функции:

- *функция технической диагностики* (обеспечивающая функция, не участвующая непосредственно в структурном управлении);
- *функция реконфигурации структуры* (Д-, В-, К-процессы);
- *функция аварийной защиты* (защита от перехода СТО в аварийные, отказовые макросостояния Д-, Н-процессы в классах неработоспособных и аварийных макросостояний);

- функция управления резервами (Д-, В-процессы в классах работоспособных и частично работоспособных макросостояний)
- функция технического обслуживания и функция ремонта (В-процессы).

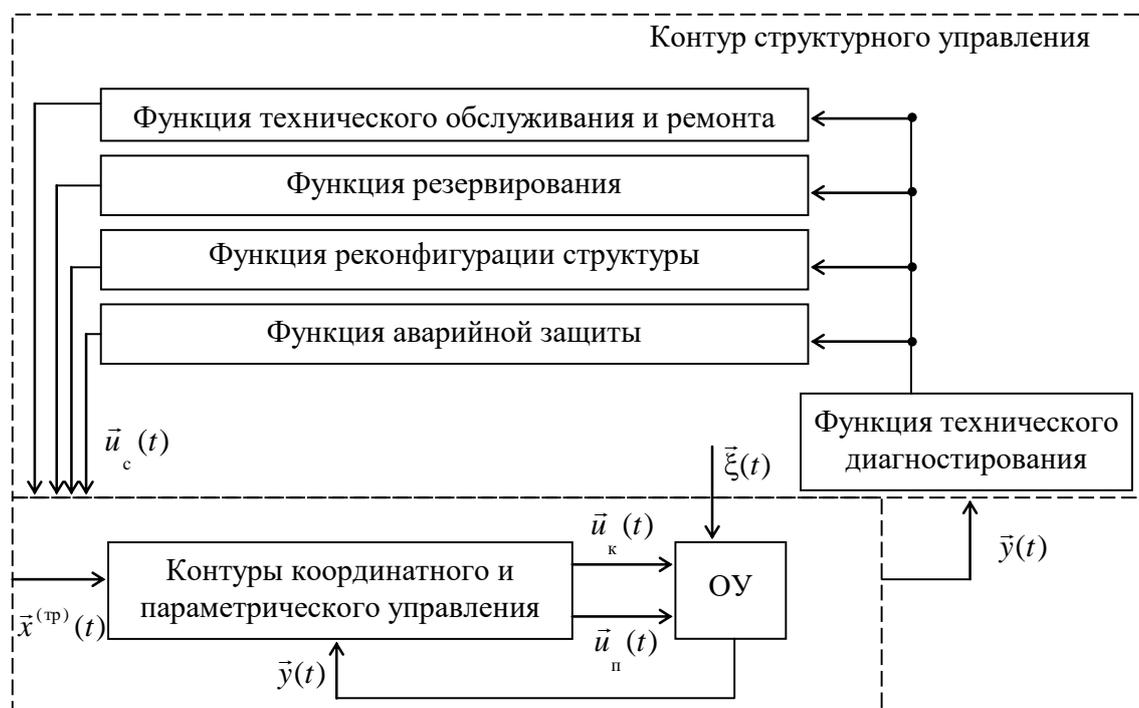


Рисунок 1.2 Контур структурного управления

В комплексе все эти функции образуют контур структурного управления.

Помимо контура структурного управления в СТО различают ещё два контура (вида) управления: координатное и параметрическое. При координатном управлении управляющее воздействие представляет собой изменения входных координат физических процессов в техническом объекте, ограничений области допустимых значений некоторых координат или показателей качества процессов в технической системе. Параметрическое управление направлено на изменение значений физических параметров элементов технической системы [27, 89, 90].

Так в работе [27] описан большой класс СТО называемых системы автоматического управления (САУ) с реконфигурацией. В большинстве

примеров САУ с реконфигурацией, понятие структуры ограничивается структурой устройства управления. В качестве основных видов САУ с реконфигурацией рассмотрим систему координатно-параметрического управления (СКПУ) и систему активной управляемой технологии (САУТ).

Система координатно-параметрического управления (СКПУ) имеют расширенные ресурсы управления, охватывая кроме традиционно используемых координатных управляющих воздействий, также и параметрические или, в более общем случае, изменяющие оператор преобразования – операторные управляющие воздействия. Проектирование адаптивных СКПУ нестационарными объектами основывается на теории адаптивных систем. Вводится приемлемая эталонная система сравнения и рассматривается её движение относительно «ведущей» координатной системы, алгоритмы координатного и параметрического управления в которой определяется из условия минимизации функционала и удовлетворения условиям устойчивости системы (на основе функций Ляпунова). Методы проектирования бинарных СКПУ основываются на свойствах движения, возникающих в системах с разрывными управлениями и скользящими режимами, как малая чувствительность к малым возмущениям. Для примера, структурная схема бинарной СКПУ представлена на рисунке 1.3, где 1 – задатчик режима; 2 – блоки рассогласования; 3 – активный регулятор и блок смешивания управления при реконфигурации; 4 – объект управления; 5 – возмущающие воздействия; 6 – задатчик режима системы сравнения; 7 – дополнительный координатный регулятор основного контура системы; 8, 9 – регуляторы; 10 – задатчик режима системы реконфигурации.

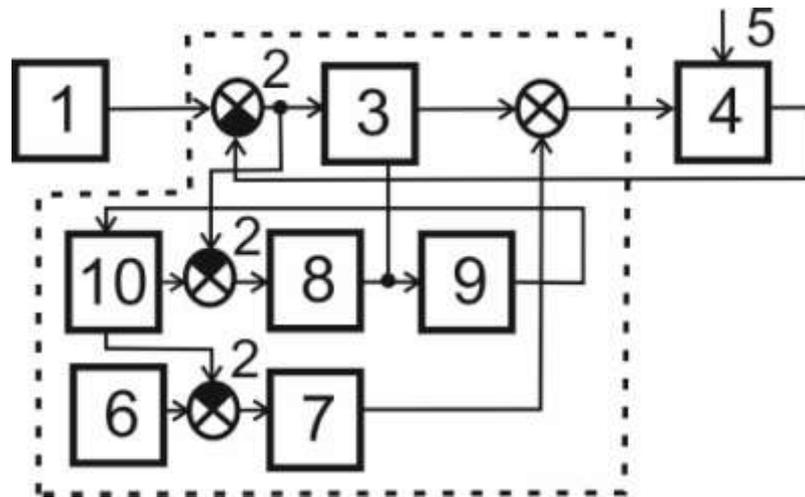


Рисунок 1.3 Структурная схема бинарной СКПУ

В системах с активной управляемой технологией (САУТ), известных как «системы с изменяемой конфигурацией объекта или с активным, деформируемым объектом», распределение ресурсов на координатное и параметрическое управление реализуется с помощью СКПУ. Так, например, в механических объектах в системах типа САУТ обычные координатные ресурсы управления (силы и моменты движения) пополняются параметрическими (параметры конструкции), обеспечивается рациональное размещение управляющих органов и приводов, создание новых каналов управления, которые не существовали и не принимались во внимание на начальном этапе при раздельном проектировании конструкции и системы управления. Такие САУТ известны как системы активной механики, также известны САУТ активной оптики и активной радиоэлектроники.

Для СКПУ и САУТ контур координатно-параметрического управления играет основную роль. Потребность в изменении алгоритма управления, а не состояния технических объектов системы является причиной для реконфигурации контура управления. Под контуром управления понимается структура алгоритма управления в техническом объекте. Таким образом, контур структурного управления как бы встроен в основной контур координатно-параметрического управления.

Рассмотрим другой класс систем управления (СУ), где контур структурного управления не зависит от контура координатно-

параметрического управления. Этот класс СУ, называемых интегрированными САУ (ИСАУ). В рамках ИСАУ рассматриваются СУ сложными динамическими объектами (летательные и космические аппараты (ЛА, КА)) на основе бортовых цифровых вычислительных систем (БЦВМ) [23, 27, 92]. В отличие от САУ с реконфигурацией и реализации координатно-параметрического управления область исследования контура структурного управления в ИСАУ находится в начальной стадии [59]. Рассмотрим классификацию ИСАУ (рисунок 1.4), предложенную в работе [27].

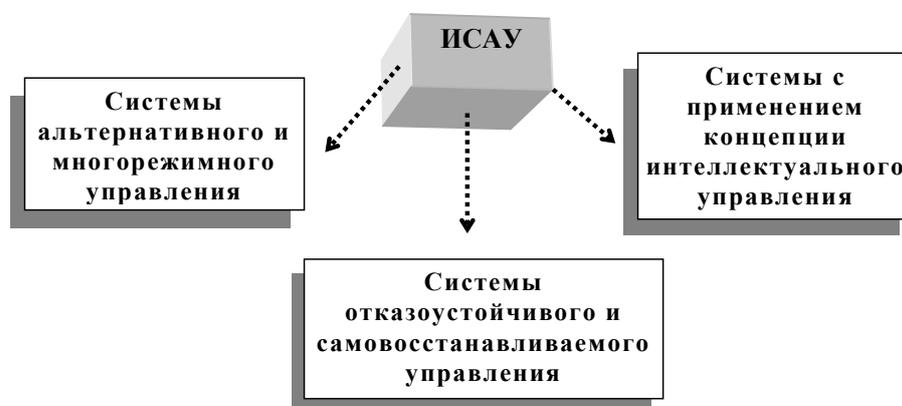


Рисунок 1.4 Классификация ИСАУ

«Альтернативное управление» в СТО осуществляется при помощи заранее обусловленного конечного множества возможных структур (альтернатив), имеющих свои стратегии управления и, следовательно, конфигурацию системы управления. При этом действие управляющей подсистемы (центрального регулятора, контроллера) характеризуется распознаванием ситуации, восстановлением границ между сложными ситуациями в условиях помех и выбора заранее сформированной программы управления (по её номеру и месту в «банке знаний»).

Системы многорежимного управления по сравнению с «альтернативным управлением» соответствуют более высокому уровню организации функционирования системы. Для указанного класса СТО с управляемой структурной динамикой предполагается декомпозиция

глобальной цели, стоящей перед системой, на множество (или последовательность) локальных целей и разделения многообразия движения системы на ряд режимов, которые выбираются в управляющей подсистеме. В рамках данных систем возможна также одновременная реализация требований многоцелевого и многорежимного управления, что предполагает формирование соответствующих компромиссных решений и согласование процессов управления.

С точки зрения графа эволюции работоспособности управление СТО следует рассматривать только в классе работоспособных (частично работоспособных) состояний, и, как исключение, для «многорежимного управления» возможна реализация функции аварийной защиты, то есть функционирование в предаварийном состоянии.

Системы отказоустойчивого и самовосстанавливаемого управления характеризуются следующими особенностями [27]:

- необходимость быстрого самовосстановления системы при попадании её в аварийный (предаварийный) режим (зону, состояние);
- более жёсткие ограничения на условия неопределённости распознавания ситуаций, когда диагностируется и тестируется лишь часть дефектов;
- необходимость временного резервирования для организации самовосстановления СТО с управляемой структурой;
- парирование нештатных ситуаций, не предусмотренных заранее эксплуатационной документацией [4];
- диагностирование комплексных отказов.

Разработка систем отказоустойчивого и самовосстанавливаемого управления тесно связана с понятием живучести. Под *живучестью* понимается способность системы выполнять установленный минимальный объём своих функций при внешних воздействиях, не предусмотренных условиями нормальной эксплуатации, противостоять таким воздействиям, осуществлять выбор оптимального режима функционирования, перестройки

структуры, изменения функций отдельных подсистем и их поведения [28]. Причём в работе [4] разграничивается понятие отказоустойчивости и живучести по следующему критерию: если система при отказах сохраняет штатные режимы функционирования, то такая система называется отказоустойчивой, если же допускается невыполнение задач функционирования, приводящих к значительному снижению эффективности системы, для последующего их восстановления в штатные режимы, то говорят о живучести системы.

Большое значение понятие живучести имеет в проектировании вычислительных комплексов и информационных сетей [28, 39, 76]. Специфика такого рассмотрения заключается в том, что подобные СТО состоят из множества однородных многофункциональных элементов (процессоров, контроллеров), что позволяет рассматривать контур структурного управления независимо от координатно-параметрического контура.

Обеспечение свойством живучести такого важного класса СТО как космические аппараты осуществляется при помощи специализированной подсистемы управления живучестью [4], играющей важную роль в повышении автономности функционирования КА. Штатное функционирование КА поддерживается при нормальной работе всех его бортовых систем, которые подвержены влиянию факторов космического пространства (ФКП). Среди ФКП особую актуальность приобретают радиационные факторы:

- естественные радиационные пояса Земли;
- галактические космические лучи
- солнечные космические лучи.

Радиационные факторы приводят как к возникновению периодических событий, связанных с воздействием на электронную аппаратуру КА, так и к деградации характеристик отдельных элементов КА. В современных КА практически все бортовые системы содержат электронные компоненты,

которые должны выполнять свои функции в условиях воздействия радиационных факторов. Тем самым в рамках подсистемы управления живучестью необходимо постоянно обеспечивать оперативное восстановление работоспособности ботовых систем КА, а в случае невозможности оперативного восстановления организовать перевод КА в одно из устойчивых состояний.

Также стоит отметить, что для опытных образцов создаваемых СТО (её элементов) неизбежно аппаратно-структурное и аппаратно-функциональное резервирование. Таким образом, присутствие как аппаратной, так и алгоритмически-функциональной избыточности приводит к явной необходимости существования контура структурного управления и реализации специальной подсистемы структурного управления.

На сегодняшний день все вышеприведённые примеры сложных технических объектов с контуром структурного управления (с перестраиваемой структурой) можно рассматривать в рамках активно развивающейся теории управления структурной динамикой. В рамках данной теории могут быть предложены и реализованы на различных этапах жизненного цикла СТО следующие варианты управления структурной динамикой:

- изменение способов и целей функционирования СТО, их содержания, последовательности выполнения в различных условиях;
- перераспределение функций, задач и алгоритмов управления между уровнями СТО;
- управление резервами СТО;
- реконфигурация структур СТО;
- перемещение в пространстве отдельных элементов и подсистем СТО.

Под *реконфигурацией* [12, 14, 15, 28, 29, 59] СТО понимается целенаправленный процесс изменения структуры (структур) объекта в целях сохранения, восстановления, а в некоторых ситуациях и повышения уровней

надежности и живучести СТО, либо обеспечения минимального их снижения при возможной деградации и/или выходе из строя элементов и подсистем СТО.

В рамках стандартной технологии реконфигурации (в ряде случаев называемой «слепой» реконфигурацией), наиболее развитого подхода на настоящий момент, при отказах технических средств и нарушении функционирования СТО в целях сохранения его наиболее приоритетных функций «жертвуют» другими функциями или частью работоспособных элементов. При этом, как правило, не реализуется анализ текущего состояния объекта и выполняемых им функций, анализ целевых и информационных возможностей объекта. В данном направлении можно выделить следующих основных представителей Кравец В.Г., Любинский В.Е., Турута Е.Н., Боготарёв В.А., Бородакий Ю.В., Тарасов А.А.

Исходя из недостатков «слепой» реконфигурации предложен иной подход, получивший название структурно-функциональной реконфигурации. В рамках данного подхода реконфигурация рассматривается не только как технология управления структурами для компенсации последствий отказов и сбоев, но и как технология управления, направленная на повышение эффективности функционирования СТО в изменяющихся условиях. Основными представителями подхода структурно-функциональной реконфигурации являются Соколов Б.В., Юсупов Р.М., Охтилев М.Ю., Павлов А.Н.

Современная тенденция повышения вычислительных возможностей «бортовых» средств различных СТО способствуют интеллектуализации алгоритмов управления применяемых в СУ СТО, в частности СУ контуром структурного управления. Существенным недостатком управления структурной динамикой СТО являлась большая роль человека, так как распознавание нештатного функционирования системы или проведение структурно-функционального синтеза – это слабоформализуемая творческая задача. Но с развитием таких направлений в современной науке как

искусственный интеллект, системный анализ, кибернетика и с появлением быстродействующих ЭВМ роль человека, как звена управления в СУ СТО, стала уменьшаться.

## **1.2 Космический аппарат как сложный технический объект с перестраиваемой структурой**

Объектом диссертационной работы является процесс функционирования космического аппарата как сложного технического объекта с перестраиваемой структурой. Космический аппарат является классическим примером сложного объекта управления, состоящий из различных технических объектов, объединённых в подсистемы и системы: датчиков положения, датчиков угловых скоростей, приёмо-передающих модулей разных диапазонов, электромеханических, магнитных исполнительных органов, двигательной установки (или двигательных установок различных типов) и т.д. Для описания управления КА можно воспользоваться универсальной концептуальной моделью активного подвижного объекта (АПО) [33, 59, 86, 90]. Концепция АПО позволяет перейти на другой уровень содержательного и формального описания КА как сложного технического объекта со своей спецификой, независимо от конкретного класса космических аппаратов. Таким образом, с единых позиций можно подойти к описанию функционирования различных по целевому назначению типов космических аппаратов, интерпретируемых как активные подвижные объекты.

При дальнейшем описании процесса управления КА будет показано его характерное деление на четыре вида (контура) [33, 59, 86, 90]: управление бортовыми ресурсами, управление взаимодействием, управление бортовой аппаратурой и управление движением. При этом все виды управления взаимозависимы и обусловлены текущим состоянием объекта. В диссертационной работе особое внимание уделено взаимосвязь управления движением, управления бортовой аппаратурой и бортовым ресурсом, а также

влиянию структурного управления на динамику полёта КА (координатно-параметрическое управление) что наглядно продемонстрировано в рамках СУД КА.

Активный подвижный объект – это искусственно созданный материальный объект (система, представляющая аппаратно-программный комплекс), перемещающийся в пространстве и осуществляющий взаимодействие (информационное, энергетическое, вещественное) со средой (взаимодействие I-го рода) или с другими подобными объектами (взаимодействие II-го рода) [33]. Процесс функционирования АПО состоит из четырёх составляющих:

- перемещение АПО как материального объекта в пространстве;
- изменение состояния аппаратуры, находящейся на борту АПО (бортовой аппаратуры);
- изменение состояния бортового ресурса;
- изменение состояния взаимодействия АПО со средой или другими АПО.

Каждая составляющая формализована в соответствующую абстрактную систему управления, включающую в себя: систему управления движением, систему управления бортовым ресурсом (топливо, энергия, временной ресурс бортовой аппаратуры (БА), память в запоминающем устройстве (ЗУ)), систему управления БА (управление режимами работы БА), систему управления взаимодействием. В общем случае структура АПО как объекта управления показана на рисунке 1.5.

Основные функции, выполняемые системами управления КА, кратко можно описать следующим образом [19, 78]:

- Система управления движением осуществляет управление, как центра масс КА, так и относительно центра масс, а также всевозможных присоединённых подвижных элементов.
- Система управления взаимодействием осуществляет управление работой специальной аппаратуры для информационного взаимодействия с

окружающей средой, осуществляет взаимодействие КА с наземным сегментом управления, обеспечивает информационное взаимодействие между бортовым комплексом управления (БКУ) и наземным сегментом управления, информационное взаимодействие специальной аппаратуры и внешних потребителей непосредственно или через другие КА. Обеспечивает получение специальной информации от внешней среды (например, о состоянии циклонов в определённой части земной поверхности).

- Система управления аппаратурой КА осуществляет включение/отключение, изменение режимов работы бортовой аппаратуры, ввод в контур управления резервных комплектов аппаратуры бортовых систем, восстановление работоспособности аппаратуры после сбоев по командам с наземного сегмента или автоматически, диагностика состояния аппаратуры, реконфигурация БКУ КА.

- Система управления ресурсами КА организует распределение выполнимых и невыполнимых ресурсов, поддержание энергобаланса и т.д.



Рисунок 1.5 Обобщённая структурная схема АПО

Конкретизируем процессы функционирования АПО и сопоставим абстрактным СУ реальные бортовые системы КА. Схематично структура управляющих подсистем КА представлена на рисунке 1.6, на котором приняты следующие сокращения: ССН – система спутниковой навигации,

БСКВУ – бортовая синхронизирующее координатно-временное устройство, СИО – система информационного обмена, БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы, БИТС – бортовая информационно-телеметрическая система, БВС – бортовая вычислительная система, БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина, БПО – бортовое программное обеспечение, СУД – система управления движением, БА СУД – бортовая аппаратура СУД, СУСмС – система управления смежных систем, СТРКП – система трансляции команд и распределения питания, БУС – блок устройств согласования, СКВР – система контроля и восстановления работоспособности, СЭП – система электропитания, СОТР – система обеспечения терморегулирования, ОДУ – объединённая двигательная установка, ЦА – целевая аппаратура, БКУ – бортовой комплекс управления, БСК – бортовой специальный комплекс, БОК – бортовой обеспечивающий комплекс, НКУ – наземный комплекс управления.

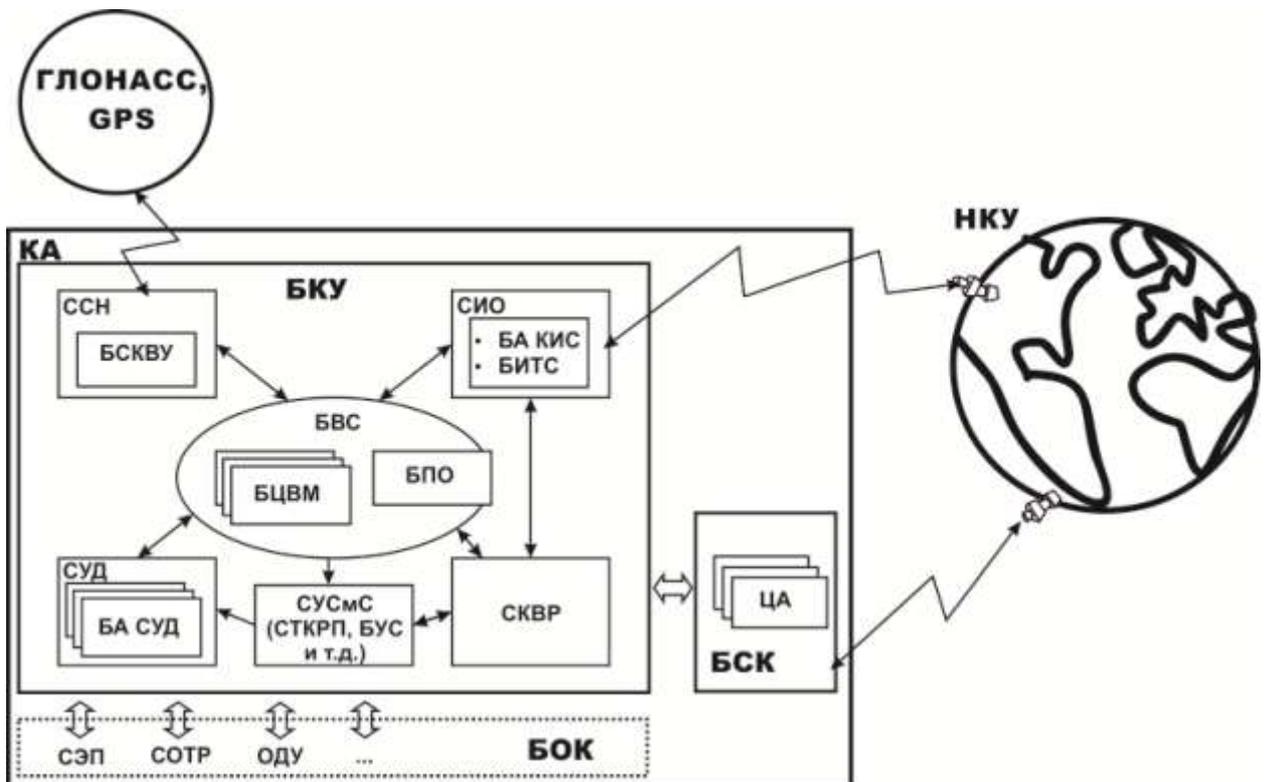


Рисунок 1.6 Структура бортовых систем КА

Управление взаимодействием КА со средой является основным видом управления, другие виды управления – аппаратурой, движением, ресурсом, являются вспомогательными (обеспечивающими) видами управлением,

влияющими на управление взаимодействием. Работа основных комплексов КА распределена:

- БСК отвечает за работу целевой аппаратуры и передачу специальной информации потребителю;
- БКУ осуществляет функции управления КА для создания необходимых условий для работы БСК;
- БОК включает в себя вспомогательные системы, обеспечивающие функционирование КА в целом.

Аппаратура, входящая в БСК, может работать в различных режимах [5, 38].

Взаимодействие КА с внешней средой осуществляется на основе:

- взаимодействия ЦА с окружающей физической средой (КА наблюдения, метеорологии, научные КА), либо посредством взаимодействия с другими КА или наземными сегментом космической системы (КА связи, навигации);
- информационного взаимодействия с другими объектами (КА-ретрансляторы, навигационные КА системы ГЛОНАСС, GPS, наземные потребители информации и т.п.);
- передачи информации (телеметрической информации - ТМИ) о состоянии КА (его систем) на наземный сегмент управления (НКУ);
- приёма команд управления с НКУ.

Реализация вышеизложенных функций на борту КА возложена: на БСК – в части работы ЦА и передачи специальной информации (информации получаемой в результате работы ЦА) потребителю (через НКУ или непосредственно), на СИО – в части взаимодействия с наземным сегментом управления (передача ТМИ, получение команд управления), на ССН – для взаимодействия с КА системы ГЛОНАСС, GPS. Стоит отдельно отметить энергетическое взаимодействие, которое осуществляется через панели солнечных батарей (ПСБ). Данное взаимодействие не связано с управлением КА по целевому назначению, а является обеспечивающим. Для

распределения и накопления поступившей посредством ПСБ энергии необходима система электропитания (СЭП). В отличие от приборов и систем БСК, СИО, ССН система электропитания пополняет бортовой ресурс и поддерживает его баланс, то есть выполняет функции управления ресурсом.

Управление движением КА реализуется в целях поддержания заданных пространственно-временных условий взаимного материального и информационно-энергетического взаимодействия (контакта) специального бортового комплекса (целевой аппаратуры), и источников информации в интересах успешного решения поставленных перед КА целевых задач [90].

Движение КА может быть разделено на два вида: движение центра масс и движение относительно центра масс. Управление движением центра масс КА осуществляется для решения задач:

- поддержания заданного орбитального положения КА;
- совершения манёвра в целях изменения параметров орбиты (изменение плоскости орбиты, изменение в плоскости орбиты, переход с эллиптической на круговую орбиту или наоборот);
- задачи взаимного маневрирования одного КА относительно другого (задачи ближнего и дальнего наведения);
- маневрирование в целях обеспечения требуемого качества работы целевой аппаратуры и т.д.

Управление движением вокруг центра масс (управление угловым движением) осуществляется для решения задач:

- стабилизации КА (поддержание заданного углового положения);
- прямого и обратного программного поворота;
- поворота одной из осей КА на заданный угол и его удержание;
- гашения угловых скоростей КА (после отделения КА от ракеты-носителя или после выхода КА из режима неориентированного полёта) и т.д.

Управление движением КА влияет на расход ресурса (его состояние) посредством затрат рабочего тела для совершения орбитальных манёвров и для различных задач управления угловым движением. Также в процессе

управления КА на электромеханических исполнительных органах затрачивается накопленная электроэнергия. Основные функции в реализации управления движением на борту КА осуществляют система управления движением (СУД), объединённая двигательная установка (ОДУ), бортовая вычислительная система (БВС).

Одним из основных условий успешной работы целевой аппаратуры КА (то есть его функционирования по назначению) является качественное выполнение задач управления движением. Так для КА наблюдения важными характеристиками являются точность ориентации (определения и удержания углового положения) и стабилизации (поддержания заданного интервала угловой скорости). Для целевого функционирования группировки близколетающих КА может оказаться важным точность взаимного маневрирования (поддержания определённой дистанции на орбите).

Проведём декомпозицию процесса управления ресурсами по следующим видам ресурсов и по соответствующим системам на борту КА:

- управление электроэнергией (за восполнение и поддержание баланса электроэнергии отвечает СЭП, за распределение электроэнергии по приборам – СТКРП);

- управление топливным ресурсом (в состав ОДУ, как правило, входят дополнительные подсистемы, управляющие работой ракетных двигателей, например, распределением и подводом топлива);

- управление информационными ресурсами на борту (распределение памяти запоминающих устройств, каналами передачи/приёма информации).

Таким образом, система управления бортовым ресурсом на КА представляет из себя совокупность систем и подсистем (СЭП, СТКРП, подсистемы ОДУ), обеспечивающих распределение и поддержание баланса восполнимых (электроэнергия) и распределение невозполнимых видов ресурсов (компонентов топлива, сжатого и сжиженного газа, специальных видов ресурса типа носителей информации и т.п.) между потребителями (бортовой аппаратурой КА).

В задачи СУБА входит управление аппаратурой КА при различных условиях, как при штатном функционировании КА, так и в аномальных (нештатных), предаварийных и аварийных ситуациях.

СУБА состоит из комплекса программных и аппаратных средств, обеспечивающих управление БА КА. В качестве аппаратных средств СУБА можно назвать цифровые или аналоговые приборы, осуществляющие управление системами КА. Систему трансляции команд и распределения питания (СТКРП) можно назвать подсистемой СУБА. Вместе с тем к СУБА можно отнести блок устройств согласования работой двигательной установки. В целом, подобные подсистемы и приборы можно объединить в систему управления смежными системами (СУСмС). Можно утверждать, что система контроля, диагностики технического состояния и восстановления работоспособности является неотъемлемой частью СУБА [10, 82, 83, 101, 106].

Основными функциями СУБА являются:

- включение, изменение режимов работы, отключение основных и резервных комплектов БА систем КА;
- восстановление работоспособности автоматически (из БВС), либо по командам с НКУ.

В дополнение к обозначенным в концепции АПО функциям перечислим ещё несколько функций, без реализации которых невозможно говорить об автономности функционирования современных КА:

- структурная и функциональная реконфигурация БА КА;
- диагностика состояний БА и определение причины неисправности до функционального элемента;
- управление КА в аномальных (нештатных) и аварийных ситуациях [97, 102, 103, 104, 105].

Важную роль в управлении БА КА занимает система управления живучестью (СУЖ). Концепция построения СУЖ базируется на следующих принципах [38]:

1) структура СУЖ формируется на основе принципа физического и программного комплексирования БА, предназначенных для решения функциональных задач КА и его БС, включая БКУ;

2) разработка встроенных в программное обеспечение бортовых систем специализированных программных модулей, решающих задачи в интересах СУЖ.

В работе [5, 38] СУЖ представляется трёхуровневой иерархической системой, программно реализуемой всей совокупностью бортовых вычислительных средств.

Нижний уровень СУЖ – это микропроцессоры, встраиваемые непосредственно в БА, которые, помимо решения функциональных задач, обеспечивают автоматический мониторинг их состояния на основе информации, получаемой в процессе штатного измерения и оценки физических переменных (токов, напряжений, перемещений, скоростей и др.);

средний уровень – это специализированный компьютер в составе функциональной системы или специализированный компьютерный модуль в составе центральной машины БВС БКУ, который служит для диагностики состояния внутренних функциональных контуров, в частности, контуров управления панелями солнечных батарей, ориентацией осей КА, стабилизацией напряжения питания, поддержание заданной температуры в отсеках и других;

верхний «системный» уровень – центральная машина БВС БКУ, с помощью программных средств которой обеспечивается диагностика систем КА, как элементов его структуры и планируется проведение реконфигурации БА в случае возникновения АС.

Процесс восстановления работоспособности заключается в реализации следующей последовательности [5]:

- исключение неисправного БА из контура управления;
- анализ наличия резерва отказавшего БА, в том числе функционального;

- подготовка и включение резервного БА в контур управления или реконфигурация системы в случае применения функционального резерва;
- восстановление штатных функций системы КА;
- формирование информации о готовности системы к обеспечению целевого функционирования КА.

Можно утверждать, что СУЖ совместно с СУБА, СУСмС, СТРП отвечают за контур структурного управления на борту КА. Основные средства контроля и структурного управления СУЖ приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Средства контроля и управления в СУЖ при возникновении на КА аномальных ситуаций

<b>Средства контроля и управления</b>	<b>Особенности реализации в современных КА</b>	<b>Достижимые свойства</b>
Система контроля и диагностики состояния БА	Распределённая система в составе АСУ КА: автономная часть в составе БКУ; интерактивная часть в составе НКУ.	Высокая автономность принятия (на борту) управленческих решений в штатных условиях работы и по большинству АС. Свойство восстанавливаемости в процессе эксплуатации
Контур «аварийной» защиты бортовых систем	Программные: отдельные модули БПО БКУ. Сигналы от БА в систему прерываний БВС	Оперативность реагирования на АС на борту КА. Предотвращение развития АС. Сохранение штатных характеристик большинства БА. Возможность оперативного выхода из АС
Бортовые аппаратные средства с интеллектуальными модулями БПО	Встроенные аппаратно-программные элементы контроля и анализа состояния БА.	Оперативность реагирования на АС в системах КА и неисправность БА. Предотвращение развития АС в системах КА. Сохранение работоспособности БА. Возможность оперативного восстановления работоспособности бортовых систем

Таблица 1.1(Продолжение) – Средства контроля и управления в СУЖ при возникновении на КА аномальных ситуаций

Средства контроля и управления	Особенности реализации в современных КА	Достижимые свойства
Структурные и функциональные резервы БА КА	Избыточность: структурная и функциональная	Сохранение штатных характеристик бортовых систем за счёт управления структурной избыточностью или восстановление штатных функций систем и КА с допустимым изменением показателей

Стоит добавить, что помимо сложной технической структуры КА имеет сложную структуру программно-алгоритмического обеспечения процесса управления. Программно-алгоритмическое обеспечение, запрограммированное для вычислителей БВС КА, также называется бортовым программным обеспечением (БПО) КА. При построении БКУ по принципу централизованного управления БВС состоит из центральной вычислительной машины, имеющей несколько резервных модулей. Если же в БКУ принят децентрализованный принцип, то кроме вычислительных средств БВС, другие системы БКУ также имеют вычислительные средства – бортовые вычислители [4].

Таким образом, ядром для контура структурного управления на борту КА является БВС, которой принадлежит организующая роль в процессе управления КА в целом, обеспечиваемом за счёт [59]:

- 1) значительного увеличения производительности современных бортовых ЭВМ;
- 2) активного применения микропроцессорных технологий в космической технике;
- 3) значительной интеллектуализации бортовых алгоритмов управления.

Указанные возможности позволяют передать большую часть функций управления КА из НКУ на БКУ, что может существенно повысить автономность функционирования КА при эксплуатации, в том числе по целевому назначению.

### **1.3 Содержательное описание процесса реконфигурации системы управления движением космического аппарата**

При содержательной постановке задачи реконфигурации СУД рассмотрим основные функции КА наблюдения:

1. Съёмка земной поверхности с помощью установленной целевой аппаратуры, что подразумевает «сканирование» заданной области земной поверхности в заданные интервалы времени, обработка полученных данных и сохранение их в бортовом ЗУ в виде массивов целевой информации.

2. Передача массивов информации (как целевой информации, так и информации о служебных системах, программной телеметрии) на наземные средства, обслуживающие данный КА.

3. Приём команд управления с НКУ.

Обеспечение условий выполнения вышеприведённых функций осуществляется с помощью ориентации КА в требуемой системе координат, то есть режимов ориентации. Основными характеристиками режима ориентации является его точность ориентации, точность определения углового положения КА в требуемой системе координат (как правило, в инерциальной системе координат) и точность стабилизации. Характеристики режимов ориентации КА важны как для работы его целевой аппаратуры, так и для функционирования других подсистем КА, а также для осуществления информационного взаимодействия с наземными средствами НКУ. Системой, обеспечивающей требуемые характеристики режимов ориентации КА, является система управления движением (СУД). СУД – это совокупность чувствительных элементов, исполнительных органов и бортового

программного обеспечения для реализации контура управления угловым движением КА.

Алгоритмы контура управления движением КА создаются на стадии разработки бортового программного обеспечения (БПО), исходя из состава бортовой аппаратуры СУД, основных задач КА и принятой технологии его управления. В БПО они реализуются в виде отдельных функций или программных модулей режимов ориентации, обеспечивающих информационный обмен БА СУД и БВС, расчёт требуемых параметров: управляющих воздействий для исполнительных органов, аргументов рассогласования по углу и угловой скорости, коэффициентов управления, текущей ориентации КА, контроль измерительной информации и т.д.

В качестве чувствительных элементов и исполнительных органов СУД на современном этапе развития космической техники можно выделить [78, 80]:

**- исполнительные органы:**

- жидкостные ракетные двигатели,
- электроракетные двигатели,
- двигатели-маховики,
- двухступенные и трёхступенные силовые гироскопические комплексы,
- магнитные исполнительные органы [40],
- гравитационные штанги [77];

**- чувствительные элементы [19]:**

- звёздные датчики,
- солнечные датчики,
- приборы ориентации по Земле [32],
- магнитометры,
- измерители угловой скорости,
- акселерометры,
- бортовые GPS и ГЛОНАСС навигаторы.

Для реализации основных функции КА в данной работе рассматриваются соответствующие режимы ориентации.

1) Штатный режим («точной» ориентации), для реализации которого используют:

- прецизионные измерительные приборы, такие как, звёздные датчики и измерители угловой скорости (ИУС);
- электромеханические исполнительные органы с малым шагом управляющего момента, например, двигатели-маховики (ДМ).

Также для компенсации («разгрузки») накопленного двигателями-маховиками кинетического момента необходимо использовать специальную магнитную систему (система сброса кинетического момента (ССКМ)) или жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Соответственно для «разгрузки» ДМ предусматриваются специальные алгоритмы: «разгрузка» на ЖРД или «разгрузка» на ССКМ.

2) Режим «грубой» ориентации может быть реализован с помощью измерителей угловой скорости и приборов ориентации по Земле (ПОЗ), менее точных по сравнению со звёздными датчиками. В качестве исполнительных органов могут использоваться как ДМ совместно с ССКМ, так и отдельно ЖРД.

3) Режим неориентированный полёт (штатное выключение СУД), использующий гравитационный момент для удержания КА в заданных отклонениях по углу.

Таким образом, для каждого режима предусматривается определённый состав бортовой аппаратуры и алгоритмов СУД.

Рабочая конфигурация БА СУД – это совокупность включенных в контур управления угловым движением в текущем режиме ориентации КА чувствительных элементов и исполнительных органов СУД. Текущая конфигурация БА СУД и взаимосвязь между ее элементами образуют техническую структуру СУД. Структура программно-алгоритмического обеспечения является функциональной структурой СУД.

Возможные состояния БА характеризуются признаками, представленными в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Признаки состояний БА

Признаки Состояние	Включено в контур	Работо- способно	Комментарии
1	+	+	Аппаратура работает штатно в контуре управления (в той или иной рабочей конфигурации)
2	+	–	Аппаратура работает некорректно или отказала, но задействована в контуре управления. На длительных интервалах такие ситуации могут приводить к развитию аварийных ситуаций
3	–	+	Аппаратура находится в «холодном» резерве
4	–	–	Аппаратура исключена из контура управления для возможного восстановления её работоспособности и последующего включения в контур управления или перевода в «холодный» резерв

Совокупность технической и функциональной структуры СУД (рабочей конфигурации БА и режима ориентации) будем называть структурным состоянием СУД. Выполняемые КА функции напрямую зависят реализуемого режима ориентации, т.е. структурного состояния СУД. Всё множество состояний СУД делится на работоспособные, частично работоспособных и неработоспособные в соответствии с приведённой в параграфе 1.1 классификацией. Под работоспособным состоянием СУД понимаем состояние, при котором обеспечиваются функции наблюдения КА за поверхностью Земли и информационного взаимодействия (передачи массивов целевой и телеметрической информации и приёма управляющих

воздействий), под частично работоспособным – состояние, при котором обеспечиваются только функции информационного взаимодействия. При неработоспособном состоянии КА может быть выведен из нештатной ситуации только с помощью НКУ. То есть существует явная зависимость между структурными состояниями СУД и выполняемыми КА функциями.

Всё подмножество работоспособных состояний КА будем называть областью работоспособности, а всё подмножество частично работоспособных – областью частичной работоспособности. На рисунке 1.7 показано графовое представление, описывающее альтернативные переходы между режимами ориентации КА и соответствующие данным режимам области работоспособности КА.

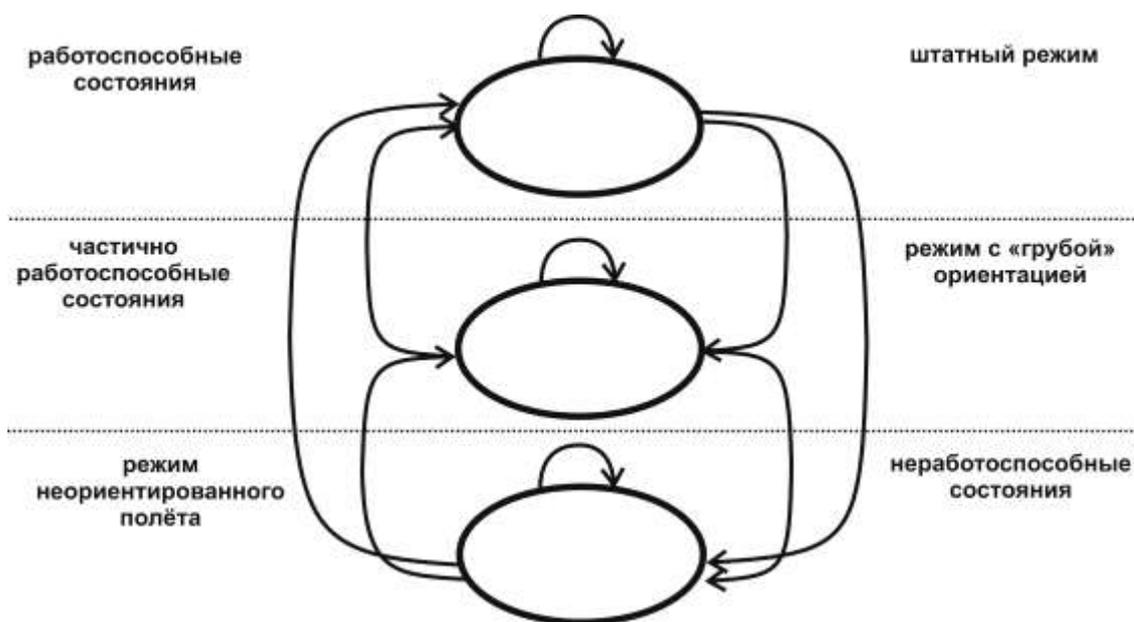


Рисунок 1.7 Граф эволюции работоспособности КА

Другими словами, каждому структурному состоянию СУД соответствует рабочая конфигурация БА и текущий режим ориентации, реализуемый СУД (техническая и функциональная структура).

Рассматривая функционирование КА в динамически изменяющихся условиях, формируемых внешней средой, мы постоянно сталкиваемся с возмущающими воздействиями, имеющими различную природу. Прежде всего, такие возмущающие воздействия связаны с эксплуатацией КА в

экстремальной космической среде. Как следствие на борту КА возникают сбои и отказы бортовой аппаратуры, которые являются определяющими событиями для проведения реконфигурации БА СУД.

Согласно ГОСТ 27.002 – 2009 «Надежность в технике. Термины и определения» под отказом понимается событие, заключающееся в нарушении работоспособного состояния объекта (бортовой аппаратуры), а под сбоем - самоустраниющийся отказ или однократный отказ, устраняющийся незначительным вмешательством оператора.

После сбоя или отказа БА необходимо задать новую конфигурацию БА и, при необходимости, режим ориентации КА, т.е. осуществить синтез новой структуры контура управления угловым движением. При этом КА может быть переведён из одной области состояний в другую: работоспособную, частично работоспособную, неработоспособную или может оставаться в текущей области работоспособности. В случае невозможности сохранить работоспособное или частично работоспособное состояние КА может быть временно переведён в неработоспособное состояние. Такое состояние может предполагать локализацию неисправной БА путём её исключения из рабочей конфигурации и в особых случаях неориентированный, но контролируемый НКУ, полёт для проведения диагностики всей БА СУД. Цель управления КА в указанной ситуации состоит в переводе КА из неработоспособного в работоспособное состояние для продолжения его работы по целевому назначению, что сопровождается изменением структурного состояния СУД.

Рассмотрим процесс деградации структуры некоторой системы (рисунок 1.8), то есть перехода из начального структурного состояния  $S_0$  в некоторое финальное (частично или полностью работоспособное) состояние  $S_f$ .

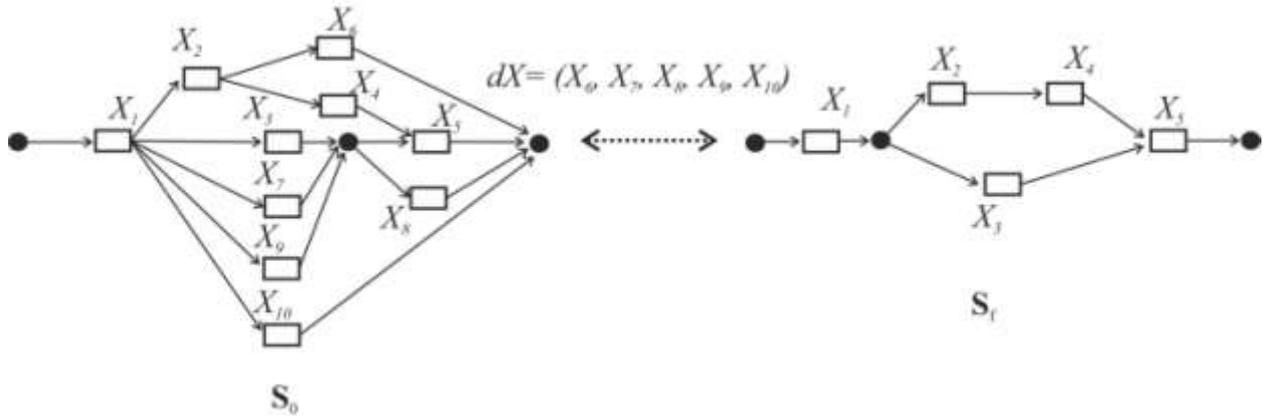


Рисунок 1.8 Исходное и финальное структурное состояние КА

Применительно к СУД деградационный процесс (Д-процесс), характеризуется выходом из строя БА и соответствующим разрушением структурных связей. В общем виде множество неисправных элементов (БА) обозначим  $dX = \{X_1, \dots, X_f\}$ . Тогда, учитывая, что в неработоспособное или частично работоспособное состояние КА переходит вследствие сбоев (или отказов) БА, имеющих случайный характер, возможны любые сценарии деградации структуры из  $S_0$  в  $S_f$ , которые можно записать следующей цепочкой:

$$S_0 \xrightarrow{X_1} S_1 \xrightarrow{X_2} \dots S_j \xrightarrow{X_{j+1}} S_{j+1} \dots \xrightarrow{X_{f-1}} S_{f-1} \xrightarrow{X_f} S_f$$

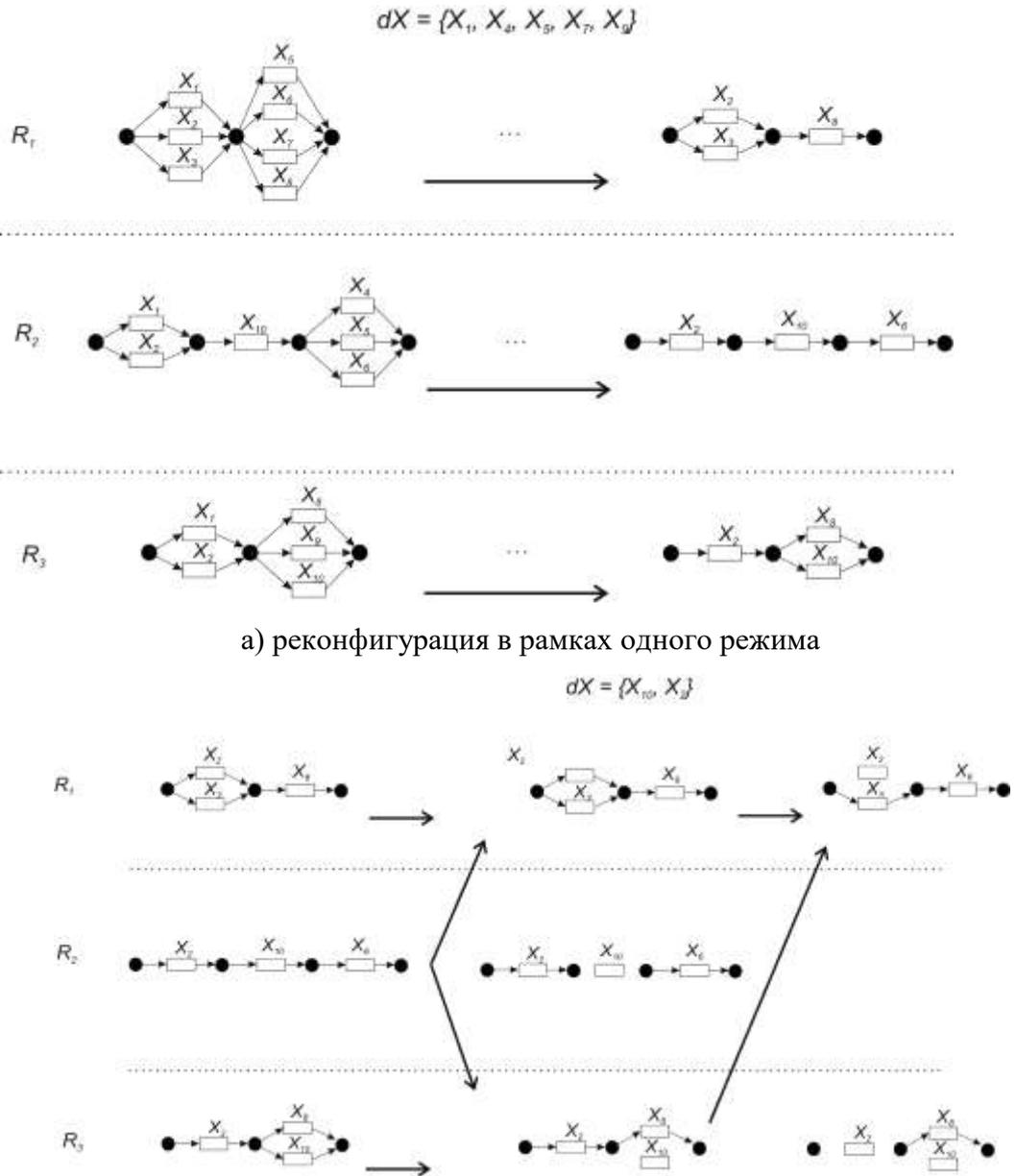
При возникновении неисправности элемента  $X_{j+1}$  происходит переход из структурного состояния  $S_j$  в новое структурное состояние  $S_{j+1}$ .

Специфика реконфигурации СУД КА заключается в следующем:

- на борту КА происходят не только Д-процессы, но и В-процессы, то есть восстановление сбоившей БА, что требует каждый раз рассматривать задачу полноценного синтеза нового структурного состояния системы  $S_{j+1}$  с учётом состояний всей имеющейся основной и резервной БА;

- при синтезе нового структурного состояния СУД  $S_{j+1}$  требуется рассмотрение различных режимов ориентации КА. Каждый режим может соответствовать работоспособному или частично работоспособному состоянию КА.

Для наглядности приведём пример реконфигурации для системы, состоящей из десяти структурных элементов  $X_S = \{X_1, X_2, \dots, X_{10}\}$ , которая имеет три режима работы (ориентации)  $R = \{R_1, R_2, R_3\}$ . На рисунке 1.9 представлено изменение структурных состояний такой системы, где  $dX$  – множество неисправных элементов. В частности, следует отметить, что переходы системы в новые структурные состояния происходят как в рамках одного режима, так и между режимами. Каждый режим работы системы обеспечивает выполнение заданного набора функций.



б) реконфигурации при смене режимов

Рисунок 1.9 Д-процесс при реконфигурации с учётом различных режимов работы системы

Таким образом, для проведения реконфигурации СУД требуется описание структурной динамики на борту с учётом изменения технических состояний БА (не только Д-, но и В-процессы), а также с учётом возможности изменения режимов ориентации КА.

Проведение реконфигурации СУД осложняется тем, что в процессе функционирования на борту КА происходит постоянное изменение информационного, временного, энергетического ресурса и характеристик его бортовой аппаратуры. Переключение режимов ориентации КА, ввод в строй резервной бортовой аппаратуры, вывод из строя неисправной аппаратуры, восстановление работоспособности КА, все эти события влияют на выполняемые КА функции и на выбор рабочей конфигурации БА СУД. Также, например, при переходе из области работоспособности в область частичной работоспособности, изменяются характеристики восполнение электроэнергии системы энергопитания КА. Всё это ведёт к изменению технологии управления КА. Таким образом, функционирование КА предполагает изменяющиеся во времени характеристики расхода/восполнения бортового ресурса и ограничения на информационное взаимодействие КА, а переход между режимами ориентации КА и изменение рабочей конфигурации БА – как реконфигурацию СУД.

Как правило, проведение реконфигурации возлагается на НКУ. Однако при возникновении сбоев или отказов БА затрачивается значительное время на их идентификацию и принятие решения о смене рабочей конфигурации БА, что связано с перерывами в сеансах связи НКУ с КА. Также следует отметить, что принятие решения о смене конфигурации БА может являться следствием типового сбоя БА, а время, затрачиваемое на выработку этого решения, оказывается значительным из-за человеческого фактора (организации управления КА). К тому же при принятии решения может не учитываться состояние бортового ресурса, его экономное расходование.

Если же реконфигурацию организовать на борту КА без привлечения НКУ, то это позволит принимать решения о смене конфигурации БА в

автоматическом режиме, не дожидаясь вхождения КА в зону радиовидимости, а также снизит нагрузку на группу управления КА. Таким образом, выделим два типа сценария проведения реконфигурации: это реконфигурация посредством НКУ и автоматическая реконфигурация на борту КА.

Рассматривая введение различных сценариев реконфигурации, необходимо оценить качество функционирования КА. Для оценки качества функционирования КА предлагается использовать (согласно ГОСТ 27.002 – 2009) комплексные показатели надежности: коэффициент технического использования и коэффициент сохранения эффективности. Коэффициент технического использования – это отношения математического ожидания суммарного времени пребывания объекта в работоспособном состоянии за некоторый период эксплуатации к математическому ожиданию суммарного времени пребывания объекта в работоспособном состоянии и простоя, обусловленного техническим обслуживанием или ремонтом за тот же период. Под «ремонтом» можно понимать процесс парирование нештатных ситуаций за счёт реконфигурации СУД. Для рассматриваемой задачи дополнительно к времени нахождения КА в работоспособном состоянии может быть добавлено время нахождения КА в частично работоспособном состоянии, а простои будут определяться неработоспособным состоянием и задержкой при принятии решения о проведении реконфигурации и ожиданием ближайшего сеанса связи. Коэффициент сохранения эффективности – отношение значения показателя эффективности использования объекта по назначению за определённую продолжительность эксплуатации к номинальному значению этого показателя, вычисленного при условии, что отказы объекта в течение того же периода не возникают. В качестве показателя эффективности функционирования КА наблюдения может выступать число проведённых сеансов целевой аппаратуры. Также для КА можно рассматривать в качестве показателя эффективности его функционирования общий объём информации,

переданный на наземные средства. Данные показатели зависят от суммарного времени нахождения КА в работоспособном и частично работоспособном состоянии.

Таким образом, повышение надежности функционирования КА требует проведения реконфигурации СУД для обеспечения нахождения КА в работоспособном или частично работоспособном состоянии максимально продолжительный период времени, а в случае невозможности реализации такого управления БА, должно быть обеспечено оперативное восстановление работоспособности КА.

На основании вышеизложенной содержательной постановки суть решаемой задачи проведения реконфигурации СУД сводится к следующему:

- **известно:** приборный состав БА СУД, режимы ориентации КА и имеющийся бортовой ресурс.
- **требуется найти:** программу реконфигурации структурных состояний БА КА (рабочей конфигурации БА и режима ориентации) с целью обеспечения заданного (либо оптимального) уровня значений комплексных показателей надежности функционирования КА.

#### **1.4 Разработка теоретико-множественной модели процесса реконфигурации системы управления движением космического аппарата**

Для формализации модели процесса реконфигурации СУД КА введем в рассмотрение следующие базисные множества:

$B = \{B_j, j = 1, \dots, J\}$  – множество технических средств (ТСр) НКУ;

$C_j = \{C_{j\lambda}, \lambda = 1, \dots, \Lambda_j\}$  – множество каналов информационного взаимодействия  $j$ -го ТСр;

$\Phi = \{\Phi_\pi, \pi = 1, \dots, \mathcal{P}\}$  – множество функций, реализуемых КА для выполнения основной целевой задачи;

$R = \{R_\varepsilon, \varepsilon = 1, \dots, E\}$  – множество режимов ориентации КА;

$\Theta = \{\Theta_s, s = 1, \dots, Z\}$  – множество алгоритмов управления угловым движением, реализуемых СУД в бортовом программном обеспечении КА;

$De = \{De_i, i = 1, \dots, N\}$  – множество бортовой аппаратуры КА;

$W = \{W_k, k = 1, \dots, \Psi\}$  – множество ресурсов КА, обеспечивающих работу его БА и функционирование в целом.

В соответствии с содержательной постановкой задачи реконфигурации СУД КА реализуются следующие функции:  $\Phi_1$  – съёмка земной поверхности с помощью установленной целевой аппаратуры,  $\Phi_2$  – передача массивов информации (целевой и телеметрической) на наземные средства,  $\Phi_3$  – приём команд управления в зонах радиовидимости. Множество режимов ориентации КА включает в свой состав:  $R_1$  – штатный режим («точная» ориентация КА),  $R_2$  – режим с «грубой» ориентацией,  $R_3$  – неориентированный полёт КА. Режим ориентации КА определяет качество функционирования КА и выполняемые им функции. Соответствие реализуемых функций и режимов ориентации КА представлено в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Соответствие режимов ориентации и функций КА

Функции КА, $\Phi$	Режимы ориентации КА, $R$		
	$R_1$	$R_2$	$R_3$
$\Phi_1$	+	+	+
$\Phi_2$	+	+	-
$\Phi_3$	+	-	-

Для формального описания структурной динамики при функционировании КА введём в рассмотрение системный динамический альтернативный мультиграф (ДАМГ) следующего вида:

$$G_\chi^t = \langle X_\chi^t, \Gamma_\chi^t \rangle, \quad (1.1)$$

где  $\chi \in \{1,2,3\}$  – индекс, характеризующий тип структуры контура управления КА;

$G_1^t = \langle X_1^t, \Gamma_1^t \rangle$  – описывает функциональную структуру контура управления угловым движением (СУД) КА и учитывает альтернативные варианты реализации режимов ориентации,  $X_1^t$  – множество вершин, отражающих алгоритмы управления угловым движением СУД при реализации режимов ориентации КА,  $\Gamma_1^t$  – множество дуг определяющих последовательность выполнения и взаимосвязь алгоритмов при реализации режимов ориентации КА;

$G_2^t = \langle X_2^t, \Gamma_2^t \rangle$  – описывает техническую структуру СУД КА и учитывает альтернативные варианты рабочей конфигурации БА,  $X_2^t$  – множество вершин, соответствующих БА СУД,  $\Gamma_2^t$  – множество дуг отражает варианты взаимодействия БА СУД для реализации режимов ориентации КА;

$G_3^t = \langle X_3^t, \Gamma_3^t \rangle$  – описывает технологическую структуру управления КА и учитывает альтернативные варианты реализации функций КА, здесь  $X_3^t$  – множество вершин, отражающих функций КА,  $\Gamma_3^t$  – множество дуг графа, отражающих логические и временную взаимосвязь между функциями КА;

$t \in \mathbb{T}$  – множество моментов времени, на котором можно выделить интервал проведения реконфигурации  $T = (t_0, t_f]$ .

Кроме того, зададим множество допустимых (исходя из содержательного описания процесса реконфигурации СУД) операций отображения:

$$M_{\langle \chi, \chi' \rangle}^t : G_\chi^t \rightarrow G_{\chi'}^t, \quad (1.2)$$

С учётом вышеизложенного, структурное состояние СУД в момент времени  $t$  можно определить, как подмножество декартова произведения множеств элементов, на которых строятся функциональная, техническая и технологическая структуры СУД:

$$S_\delta \subseteq X_1^t \times X_2^t \times X_3^t, \delta = 1, \dots, K_\Delta$$

Введём ещё множество допустимых операций отображения:

$$\Pi_{\langle \delta, \delta' \rangle}^t : S_\delta \rightarrow S_{\delta'}. \quad (1.3)$$

При этом предполагается, что каждое состояние КА в момент времени  $t$  задаётся в результате операции композиции соответствующих ДАМГ, описывающих каждый тип структуры.

Согласно содержательной постановки задачи введём два допущения.

**Во-первых**, структурное состояние КА обладает временными интервалами постоянства, при этом его изменение может происходить в следствии:

- 1) возникновения сбоя или отказа БА;
- 2) восстановления работоспособности БА (данная БА может быть включена в контур управления);
- 3) принудительное проведение реконфигурации СУД;

то есть существуют интервалы постоянства структур КА. Каждому подынтервалу  $(t_\delta, t_{\delta+1}]$  соответствует структурное состояние КА  $S_\delta \in S = \{S_1, \dots, S_{K_\Delta}\}$ .

**Во-вторых**, процесс изменения технического состояния занимает незначительное время по сравнению с интервалом его постоянства. Тогда интервал  $T = (t_0, t_f]$ , на котором проводится реконфигурация БА СУД, можно разбить на некоторое число  $M$  подынтервалов  $T = \{(t_0, t_1], (t_1, t_2], (t_2, t_3] \dots, (t_{M-1}, t_f]\}$ .

Решение задачи выбора наиболее предпочтительной программы реконфигурации  $\Upsilon_*^{t_f}$  СУД КА можно интерпретировать как поиск последовательности (композиции) выполнения операций отображения вида (1.4) во времени  $\Upsilon^{t_f} = \Pi_{\langle \delta, \delta_1 \rangle}^{t_1} \circ \Pi_{\langle \delta_1, \delta_2 \rangle}^{t_2} \circ \dots \circ \Pi_{\langle \delta'', \delta' \rangle}^{t_f}$ , при которой обеспечиваются экстремальные значения показателей эффективности функционирования КА.

С учётом вышеизложенного поиск наиболее предпочтительной программы реконфигурации  $\Upsilon_*^{t_f}$  СУД КА может быть формально представить следующим образом:

$$\mathfrak{Z}(X_{\chi}^t, \Gamma_{\chi}^t, M_{\langle \chi, \chi' \rangle}^t, \Pi_{\langle \delta, \delta' \rangle}^t, t \in (t_0, t_f]) \rightarrow \begin{matrix} extr \\ \Upsilon^{t_f} \in \Delta_g \end{matrix},$$

$$\Delta_g = \{ \Upsilon^{t_f} | \Upsilon^{t_f} = \Pi_{\langle \delta, \delta_1 \rangle}^{t_1} \circ \Pi_{\langle \delta_1, \delta_2 \rangle}^{t_2} \circ \dots \circ \Pi_{\langle \delta'', \delta' \rangle}^{t_f}; R_{\beta}(X_{\chi}^t, \Gamma_{\chi}^t, M_{\langle \chi, \chi' \rangle}^t, \Pi_{\langle \delta, \delta' \rangle}^t) \leq \tilde{R}_g; \beta \in \mathbb{B} \},$$

где  $\mathfrak{Z}$  – показатель или набор показателей, характеризующих качество функционирования КА (в качестве таких показателей могут быть использованы коэффициент технического использования и коэффициент сохранения эффективности),  $\mathbb{B}$  – множество номеров ограничений, определяющих функционирование КА,  $\tilde{R}_g$  – заданные величины, определяющие эти ограничения,  $\Delta_g$  – множество программ управления, удовлетворяющих ограничениям на функционирование КА.

В соответствии с содержательным постановкой решаемой задачи в качестве ограничений рассматриваются ограничения на энергопотребление, ограничения на временной ресурс БА СУД, ограничения на вхождения КА в зону радиовидимости технических средств НКУ, соответственно  $\tilde{R}_g$  – величины, характеризующие расход электроэнергии на борту КА, временной ресурс БА, зону радиовидимости технических средств НКУ.

Следует отметить, что для моделирования процесса реконфигурации СУД КА потребуются использование аналитико-имитационного комплекса моделей, в который должны войти:

- аналитическая модель реконфигурации СУД КА;
- модель орбитального движения КА;
- модель взаимодействия КА с наземными средствами НКУ (передача массивов целевой информации и телеметрии, приём управляющих команд, программ);
- модель работы БА КА (моделирование сбоев и отказов БА, режимов работы СУД, структуры контура управления, расхода бортового ресурса, работы КА по целевому назначению).

Имитационные модели будут рассмотрены в четвертой главе диссертации при описании результатов проведенных машинных

экспериментов, а аналитическая модель реконфигурации СУД во второй главе.

## **Выводы**

В завершении главы можно сделать следующие выводы:

1. Проанализированы основные тенденции в сфере космических информационных технологий, к которым можно отнести: повышение автономности и живучести современных КА, внедрение подсистем диагностики технического состояния, управление живучестью КА, структурными и функциональными резервами. Бортовой комплекс управления играет всё большую роль в организации функционирования КА, в том числе в управлении структурной динамикой КА.

2. Рассмотрена специфика функционирования КА, а также существующие подходы к управлению бортовой аппаратурой. В рамках данных подходов применяются алгоритмы так называемой стандартной («слепой») реконфигурации при функционировании БА СУД. Анализ современных существующих вариантов стандартной реконфигурации СУД показал, что при проведении реконфигурации не учитываются целевые, информационно-технологические, ресурсные, структурные возможности КА для обоснованного перехода из одного структурного состояния в другое.

3. Проведено содержательное описание процесса реконфигурации СУД КА. При этом реконфигурация СУД заключается в переходе между режимами ориентации КА и изменении рабочей конфигурации БА

4. Разработана теоретико-множественная модель процесса реконфигурации СУД КА. С учетом этого дальнейшие исследования состоят в разработке научно-методического аппарата поиска наиболее предпочтительной программы реконфигурации СУД, при которой обеспечиваются экстремальные значения показателей эффективности функционирования КА.

## **Глава 2. Аналитическая модель реконфигурации системы управления движением космического аппарата**

### **2.1 Логико-вероятностный подход к описанию структуры системы управления движением. Основные структурные показатели**

Для исследования возможных сценариев проведения реконфигурации СУД КА можно использовать следующие методы и средства моделирования [84]:

- метод марковского моделирования;
- метод деревьев отказов;
- логико-вероятностные методы.

Анализ данных методов показал преимущество группы логико-вероятностных методов по следующим причинам:

- данный подход позволяет использовать все известные виды структурных схем, описывающих функционирование КА (параллельно-последовательные соединения, сетевые графы связности с циклами, деревья отказов, деревья событий, схемы функциональной целостности);
- позволяет выполнять аналитические и статистические, приближённые и точные расчёты различных показателей структурной надёжности КА;
- позволяет оценить роль отдельных элементов в структуре КА [62];
- современный уровень разработки логико-вероятностных методов позволяет автоматизировать процессы построения вероятностных моделей функционирования КА и обеспечивает решение задач структурно-логического моделирования большой размерности и высокой структурной сложности [54].

В рамках анализа логико-вероятностных методов [54, 62, 84] для моделирования структурных состояний КА следует использовать общий логико-вероятностный метод (ОЛВМ) [53, 54, 74], являющийся развитием

классических методов логико-вероятностного исчисления. Главная особенность и принципиальное отличие ОЛВМ от классических ЛВМ заключается в том, что ОЛВМ включает новые средства графического представления структур систем (схемы функциональной целостности - СФЦ), включающие изобразительные средства функционально-полного набора логических операций "И", "ИЛИ" и "НЕ". Кроме того, предложенный в ОЛВМ [54] универсальный графический аппарат СФЦ, а также графоаналитический метод решения логических уравнений, позволяют построить логико-вероятностную модель функционирования КА, учитывающую независимые, несовместные события, множественные состояния элементов, многофункциональные элементы и подсистемы.

В качестве моделей функционирования КА, построенных при помощи ОЛВМ, выделяют традиционные вероятностные модели, которые представлены в виде вероятностных полиномов (вероятностных функций) как наиболее подходящий инструмент для исследования структуры (важности её элементов) и для реализации алгоритмов реконфигурации рассматриваемых систем. Также стоит отметить новый способ представления структуры с использованием генома структуры, формализованный в качестве вектора, компоненты которого являются коэффициентами вероятностного полинома однородной структуры (полинома работоспособности или отказа, неработоспособности) [61].

Структуры КА можно представить в виде графических схем функционирования. В результате анализа графических схем можно найти соответствующий структурный полином. Однако в настоящее время существуют технологии автоматизированного структурно-логического моделирования [55]. Такая технология реализована в программном комплексе «Арбитр» для анализа структурно-сложных систем. Графическая схема функционирования КА в программном комплексе задаётся в виде СФЦ [52].

Рассмотрим элементарные схемы взаимодействия бортовой аппаратуры КА: последовательное, параллельное, мажоритарное соединение и построим соответствующие вероятностные полиномы (ВП) для таких схем. ВП в ОЛВМ строятся на основе ортогонализации функций алгебры логики (ФАЛ) и замещения логических аргументов в ФАЛ вероятностями их истинности, а логических операций соответствующими арифметическими. ФАЛ описывает работоспособность (или неработоспособность) системы с точки зрения законов математической логики.

Функция алгебры логики для параллельного соединения двух структурных элементов  $f(x_1, x_2) = x_1 \vee x_2$ , где  $x_1, x_2$  – события, характеризующие исправную работу соответствующих элементов  $X_1$  и  $X_2$ , под которыми подразумеваются БА (рисунок 2.1). Тогда вероятностный полином имеет следующий вид:  $\mathcal{R}\{f(x_1, x_2) = x_1 \vee x_2 = 1\} = P_1 + P_2 - P_1 P_2$ , где  $P_i = P\{x_i = 1\}$  – вероятность того, что элемент  $X_i$  работает исправно, то есть достоверно событие  $x_i$ .

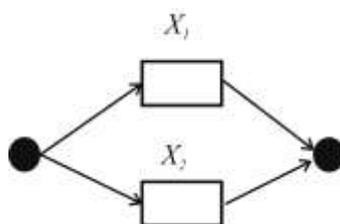


Рисунок 2.1 Параллельное соединение

ФАЛ для последовательного соединения (рисунок 2.2)  $f(x_1, x_2) = x_1 \cdot x_2$ , ВП -  $\mathcal{R}\{f(x_1, x_2) = x_1 \cdot x_2 = 1\} = P_1 \cdot P_2$ .

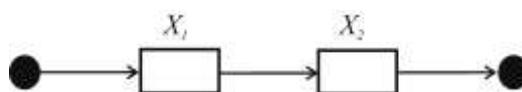


Рисунок 2.2 Последовательное соединение

Работоспособное состояние структуры, представленной на рисунке 2.3, определяется за счёт работы двух любых технических средств из трёх. ФАЛ для мажоритарного соединения:

$f(x_1, x_2, x_3) = x_1 \cdot x_2 \vee x_2 \cdot x_3 \vee x_1 \cdot x_3 = x'_1(x_2 \vee x_3) \vee x'_1 \cdot x_2 \cdot x_3 =$   
 $x'_1(x'_2 \cdot x'_3) \vee x'_1 \cdot x_2 \cdot x_3$  . ВП принимает вид  $\mathcal{R}\{f(x_1, x_2, x_3) = 1\} =$   
 $Q_1(1 - Q_2Q_3) + Q_1P_2P_3 = P_1P_2 + P_1P_3 + P_2P_3 - 2P_1P_2P_3$ .

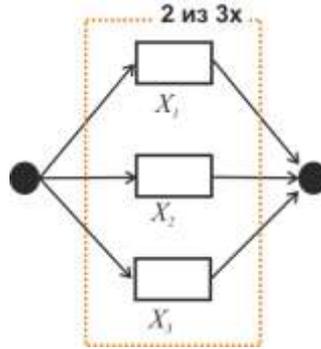


Рисунок 2.3 Мажоритарное соединение

На основе введённых вероятностных полиномов рассмотрим частные структурно-топологические показатели качества функционирования КА. Одним из таких показателей является показатель структурной надёжности, то есть интегральная оценка надёжности КА исходя из её структурного построения [64].

Представим вероятностный полином  $\mathcal{R}(P_1, P_2, \dots, P_n, Q_1, Q_2, \dots, Q_n)$  в виде функции зависящей от одного типа переменной: либо от вероятности отказа  $\mathbb{Q}(Q_1, Q_2, \dots, Q_n)$ , либо от вероятности работоспособности элемента структуры  $\wp(P_1, P_2, \dots, P_n)$  посредством замены  $Q_i = 1 - P_i$  или  $P_i = 1 - Q_i$ . Тогда для случая однородной структуры (одинаковая вероятность безотказной работы или вероятность отказа для всех элементов системы) ВП может быть представлен соответственно в виде:  $\wp(P) = \chi_0 + \chi_1P + \chi_2P^2 + \dots + \chi_nP^n$  или  $\mathbb{Q}(Q) = \mu_0 + \mu_1Q + \mu_2Q^2 + \dots + \mu_nQ^n$ . Полиномы  $\wp(P)$  и  $\mathbb{Q}(Q)$  изменяют свои значения в интервале от  $[0,1]$ , причём чем ближе графики функций  $\wp(P)$  к прямой  $\wp(P) = 1$ , тем больше оценка надёжности КА по своему структурному построению, а для  $\mathbb{Q}(Q)$ , чем ближе график к прямой  $\mathbb{Q}(Q) = 1$ , тем меньше оценка надёжности КА. Таким образом, в качестве интегрального показателя структурной надёжности системы в состоянии  $S_v$  используется показатель  $F_{\text{однор}}(S_v) = \int_0^1 \wp(P) dP = \int_0^1 \mathbb{Q}(Q) dQ$ .

Аналогично в случае неоднородной структуры (различная вероятность отказа элементов структуры КА) будем использовать формулу интегрального показателя структурной надёжности системы в состоянии  $S_v$  -

$F_{\text{неоднор}}(S_v) = \int_0^1 \int_0^1 \dots \int_0^1 \wp(P_1, P_2, \dots, P_n) dP_1 dP_2 \dots dP_n$  . Для полинома  $\wp(P_1, P_2, \dots, P_n)$  справедливо следующее разложение:

$$\begin{aligned} & \wp(P_1, P_2, \dots, P_n) = \\ & = P_i \cdot \wp'(P_1, P_2, \dots, P_{i-1}, P_{i+1}, \dots, P_n) + (1 - P_i) \cdot \wp''(P_1, P_2, \dots, P_{i-1}, P_{i+1}, \dots, P_n), \end{aligned} \quad (2.1)$$

тогда интегральный показатель можно вычислить по следующей формуле:

$$\begin{aligned} F_{\text{неоднор}}(S_v) &= \int_0^1 \int_0^1 \dots \int_0^1 \wp(P_1, P_2, \dots, P_n) dP_1 dP_2 \dots dP_n \\ &= \int_0^1 \int_0^1 \dots \int_0^1 \left[ \int_0^1 (P_1 \cdot \wp'(P_2, \dots, P_n) \right. \\ & \quad \left. + \wp''(P_2, \dots, P_n)) dP_1 \right] dP_2 dP_3 \dots dP_n = \\ & \left| \int_0^1 (P_1 \cdot \wp'(P_2, \dots, P_n) + \wp''(P_2, \dots, P_n)) dP_1 \right. \\ & \quad \left. = \frac{P_1^2}{2} \Big|_0^1 \cdot \wp'(P_2, \dots, P_n) + P_1 \Big|_0^1 \cdot \wp''(P_2, \dots, P_n) \right. \\ & \quad \left. = 0.5 \cdot \wp'(P_2, \dots, P_n) + \wp''(P_2, \dots, P_n) = \wp(0.5, P_2, \dots, P_n) \right| \\ &= \int_0^1 \int_0^1 \dots \int_0^1 \wp(0.5, P_2, \dots, P_n) dP_2 dP_3 \dots dP_n = \\ & \int_0^1 \dots \int_0^1 \wp(0.5, 0.5, P_3, \dots, P_n) dP_3 \dots dP_n = \dots = \wp(0.5, 0.5, \dots, 0.5), \end{aligned} \quad (2.2)$$

или  $F_{\text{неоднор}}(S_v) = 1 - \int_0^1 \int_0^1 \dots \int_0^1 \mathbb{Q}(Q_1, Q_2, \dots, Q_n) dQ_1 dQ_2 \dots dQ_n = 1 - \mathbb{Q}(0.5, 0.5, \dots, 0.5)$ . Тогда интегральную оценку для неоднородной структуры с полиномом  $\mathcal{R}(P_1, P_2, \dots, P_n, Q_1, Q_2, \dots, Q_n)$  можно вычислить по следующей формуле:

$$F_{\text{неоднор}}(S_v) = \mathcal{R}(P_1, P_2, \dots, P_n, Q_1, Q_2, \dots, Q_n) \Big|_{P_i=0.5, Q_i=0.5} \quad (2.3)$$

Наряду с вычислением показателя структурной надёжности КА, предлагаемый подход будем использовать для определения других

структурно-топологических показателей, связанных с оценкой отдельных элементов системы, их роли в структурном построении: значимости элемента, его положительного и отрицательного вклада в структурную надёжность [25, 68, 72]. Так для вычисления значимости, положительного и отрицательного вклада  $i$ -го элементов в структурную надёжность КА для текущего состояния  $S_v$  следует воспользоваться ВП вида:

$$\Xi_i(P_1, P_2, \dots, P_n) = \wp_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 1.0, \dots, P_n) - \wp_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 0.0, \dots, P_n),$$

$$V_i^+(P_1, P_2, \dots, P_n) = \wp_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 1.0, \dots, P_n) - \wp_{S_v}(P_1, P_2, \dots, R_n),$$

$$V_i^-(P_1, P_2, \dots, P_n) = \wp_{S_v}(P_1, P_2, \dots, P_n) - \wp_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 0.0, \dots, P_n),$$

где  $\wp_{S_v}(P_1, P_2, \dots, R_n)$  – ВП текущей структуры  $S_v$ ;  $\wp_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 0.0, \dots, P_n)$  – ВП текущей структуры  $S_v$  при выходе  $i$ -го элемента из строя;  $\wp_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 1.0, \dots, P_n)$  – ВП текущей структуры  $S_v$  при безотказной работе  $i$ -го элемента;  $V_i^+, V_i^-$  – ВП положительного и отрицательного вклада  $i$ -го элемента в структурную надёжность;  $\Xi_i$  – ВП значимости  $i$ -го элемента для структурной надёжности. Также вероятностные полиномы значимости, положительного и отрицательного вклада можно записать в следующем виде:

$$\Xi_i(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) = \mathcal{R}_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 1.0, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_i = 0.0, \dots, Q_n) - \mathcal{R}_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 0.0, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_i = 1.0, \dots, Q_n), \quad (2.4)$$

$$V_i^+(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) = \mathcal{R}_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 1.0, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_i = 0.0, \dots, Q_n) - \mathcal{R}_{S_v}(P_1, \dots, R_n, Q_1, \dots, Q_n), \quad (2.5)$$

$$V_i^-(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) = \mathcal{R}_{S_v}(P_1, \dots, R_n, Q_1, \dots, Q_n) - \mathcal{R}_{S_v}(P_1, \dots, P_i = 0.0, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_i = 1.0, \dots, Q_n). \quad (2.6)$$

Стоит отметить, что одни и те же элементы в различных структурных состояниях могут обладать различными структурно-топологическими свойствами, поэтому с изменением структурного состояния системы полином значимости (вклада) элемента будет также изменён.

Зная вероятностные полиномы значимости, положительного и отрицательного вклада элемента в структурную надёжность, можно

аналогично формуле (2.3) найти значение соответствующих показателей для неоднородной структуры:

$$\xi_i(S_v) = \Xi_i(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n)|_{P=0.5, Q=0.5} \quad (2.7)$$

$$\beta_i^+(S_v) = B_i^+(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n)|_{P=0.5, Q=0.5} \quad (2.8)$$

$$\beta_i^-(S_v) = B_i^-(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n)|_{P=0.5, Q=0.5} \quad (2.9)$$

Положительный и отрицательный вклад характеризуют приращение структурной надёжности в случае абсолютной надёжности и неисправности (отказа) элемента соответственно, а значимость элемента – это его суммарный вклад (положительный и отрицательный) в структурную надёжность.

## 2.2 Формализованное описание структуры системы управления движением

### 2.2.1 Состав системы управления движением

Каждую группу бортовой аппаратуры, описанной ранее, будем рассматривать как отдельную подсистему: подсистему чувствительных элементов и подсистему исполнительных органов. Очевидно, что ни одна из подсистем не может обеспечивать штатную работу КА, то есть важное условие работоспособности СУД, заключается в одновременной работоспособности подсистем чувствительных элементов и исполнительных органов. Для каждой подсистемы далее будут рассмотрены свои структуры. Также нельзя говорить о независимой работе двух подсистем СУД в рамках режима работы КА, так как обе подсистемы работают для реализации алгоритма управления всем КА. При этом точность отработки рассогласования измеренного и заданного значения некоторого параметра (например, угловой скорости) зависит как от характеристик исполнительных органов, так и от погрешности чувствительных элементов.

Согласно описанным в главе 1 режимам ориентации прокомментируем специфику каждого режима. Для режима №1 («точная» ориентация) необходимо использование прецизионных приборов,

осуществляющих точную ориентацию и стабилизацию КА. Режим №2 («грубая» ориентация) может быть реализован с точностью не соответствующей целевому функционированию, однако, приемлемой для осуществления информационного взаимодействия «борт-Земля». Режим неориентированного полёта (режим №3), иногда называемый аварийный режим, необходим для восстановления работоспособности КА за счёт перезагрузки бортовой аппаратуры и устойчивого функционирования других бортовых систем КА в случае невозможности парирования нештатной ситуации в СУД программными средствами БКУ. Для режима №3 может предполагаться гравитационная ориентация, когда не задействуются исполнительные органы и/или чувствительные элементы.

### **2.2.2 Подсистема чувствительных элементов**

Рассмотрим техническую и функциональную структуры подсистемы ЧЭ для перечисленных ранее режимов ориентации КА.

Для прецизионной схемы определения ориентации необходимо измерение углового положения и угловой скорости КА. Измеритель угловой скорости (поплавковый, волоконно-оптический, с MEMS-технологиями и т.п.) можно считать ядром прецизионной подсистемы ЧЭ. В качестве источников информации об угловом положении рассмотрим наиболее распространённые в космическом приборостроении оптико-электронные датчики: звёздный датчик и прибор ориентации по Земле.

Основные принципы работы БА СУД и их функции в контуре определения ориентации следующие.

Прибор ориентации по Земле (ПОЗ) обеспечивает выдачу в бортовую вычислительную систему измерений по двум каналам, соответствующим отклонению радиальной направляющей орбитальной СК КА от местной вертикали (направления на Землю): по крену и тангажу. Оптический звёздный датчик (ОЗД) производит снимки звёздного неба и посредством обработки снимков определяет положение прибора в инерциальной системе

координат (ИСК). Положение прибора, как правило, характеризует измеренный кватернион ориентации [20], также в БПО вычисляется заданный кватернион ориентации, тем самым вычислив их разность, получаем результирующий кватернион, который можно перевести в три угла ориентации по каждой из осей (X, Y и Z) в заданной системе координат. Стоит отметить, что оптические звёздные датчики (ОЗД) могут измерять и угловую скорость, однако погрешность таких измерений зачастую не соответствует требованиям «точной» ориентации КА. Поэтому непосредственно измерение угловой скорости осуществляет соответствующая БА. Хорошо зарекомендовали себя измерители угловой скорости (ИУС) на основе волоконно-оптических гироскопов. Каждый волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) – это независимый модуль измерения, представляющий ось чувствительности угловой скорости, то есть измерение угловой скорости происходит вдоль оси установки ВОГ [94]. Можно получать значения углов интегрированием угловой скорости измеренной ВОГ, однако при интегрировании на больших временных промежутках из-за систематических и случайных погрешностей возникает значительная ошибка измерений как для «точной», так и для «грубой» ориентации КА [1]. В таких случаях ошибка интегрирования угловой скорости компенсируется с помощью измерений ОЗД.

Таким образом, мы видим, что по функционалу разнотипные приборы могут дополнять друг друга. Однако, не являясь универсальной заменой, возможна организация взаимного контроля на достоверность измеренной информации, тем самым возникает необходимость в дублировании не только однотипной БА, но и БА со схожим функционалом. Это подтверждается практикой проектирования СУД перспективных и опытных КА, которая показывает, что при разработке схем определения ориентации в подсистему ЧЭ должна быть введена структурная и функциональная избыточность. Введение избыточности связано, прежде всего, с особенностями работы ЧЭ (засветка ОЗД Солнцем и Луной, невозможность работы ПОЗ при

произвольной ориентации), сбоями цифровых устройств в составе ЧЭ вследствие воздействия тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ) или иных факторов космического пространства, являющихся основной причиной сбоев электроники. Для обеспечения отказо- и сбоеустойчивости ИУС komponуются более чем тремя ВОГ, с предусмотренным съёмом информации с каждого ВОГ в отдельности.

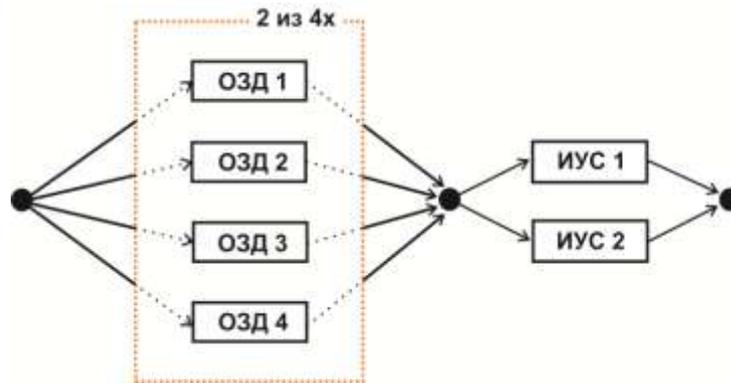
Таким образом, будем рассматривать подсистему ЧЭ СУД, состоящую из четырёх ОЗД, двух ПОЗ, двух ИУС (в составе каждого ИУС по четыре ВОГ).

Введём соответствие для режимов СУД и подключаемых в контур управления чувствительных элементов в виде схем ориентации (СхО) [47] с учётом вышеописанных функций БА. Для реализации работы КА по целевому назначению должна осуществляться одновременная работа двух из четырёх ОЗД и работа одного из двух ИУС (либо ИУС 1, либо ИУС 2) в конфигурации трёх любых ВОГ[1]. Такая схема ориентации будет называться основной (ОСхО), так как обеспечивает заданную точность на всём интервале за счёт работы двух ОЗД. По второй схеме, которую обозначим как дублирующую (ДСхО), также возможна реализация целевой работы. Дублирующая схема может служить для контроля правильности работы основной схемы, а также её замены в случае сбоя ЧЭ. ДСхО реализуется при работе любого одного прибора ОЗД совместно с работой одного из ПОЗ и работой одного из ИУС в конфигурации трёх ВОГ. Работа одновременно ОЗД с ПОЗ предусматривает также заданную точность за счёт возможности ПОЗ «подстраховывать» работу ОЗД на критичных участках (засветки Солнцем, Луной, сбой при прохождении аномальных зон).

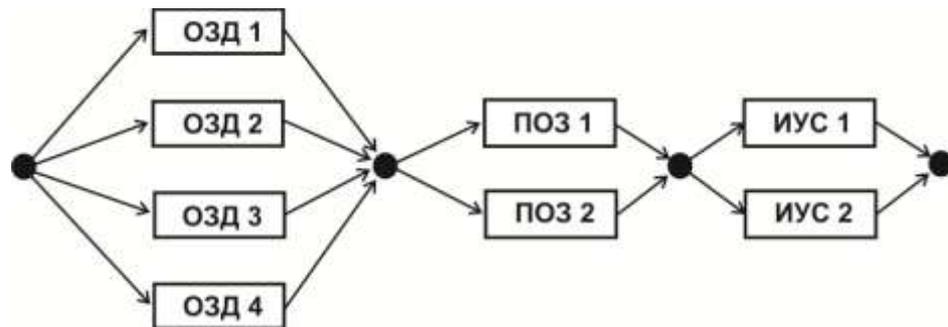
Связь КА с НКУ может происходить по одной из штатных схем ориентации, однако, если не учитывать жёсткие ограничения по ориентации и стабилизации, тогда возможно применить экстренную схему ориентации (ЭСхО), не удовлетворяющую условиям работы КА по целевому назначению. При работе ЭСхО задействованы один из ПОЗ или ОЗД и два

ВОГ любых ИУС с обязательным интегрированием одного из углов (например, ось Y в орбитальной системе координат) или по алгоритму, приведённому в [16]. Условимся, что интегрируемый угол измеряется одним определённым ВОГ из четырёх в каждом ИУС (допустим первым).

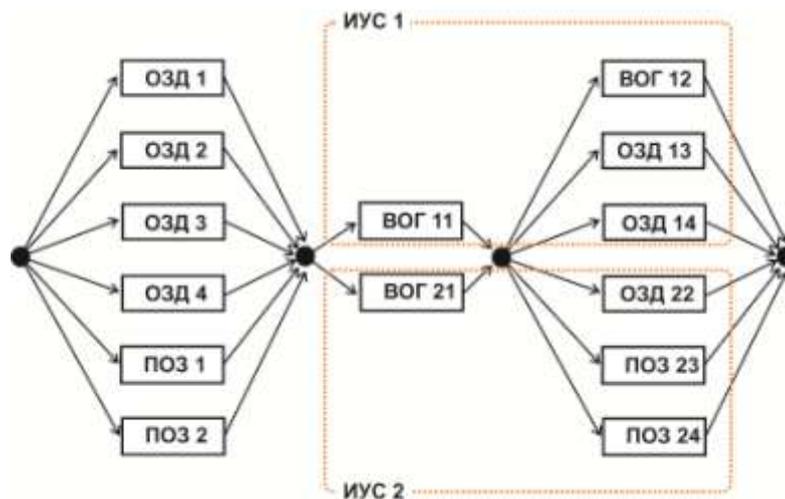
Проиллюстрируем схематично условия работоспособности каждой из СхО на рисунке 2.4.



а) Основная схема ориентации



б) Дополнительная схема ориентации



в) Экстренная схема ориентации

Рисунок 2.4 Схемы ориентации подсистемы ЧЭ СУД

Составим вероятностные полиномы для схемы ориентации ЧЭ СУД. Запишем ФАЛ для схем определения ориентации при работе целевой аппаратуры КА (ОСХО, ДСХО) в общем виде:

$$f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}, x_{12}, x_{13}, x_{14}) = f_1(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6) \cdot f_2(x_7, x_8, x_9, x_{10}) \cdot f_3(x_{11}, x_{12}, x_{13}, x_{14}), \quad (2.10)$$

где  $x_1, x_2, x_3, x_4$  – логические переменные, описывающие условие работоспособности ОЗД 1,2,3,4 соответственно,  $x_5, x_6$  – логические переменные, описывающие условие работоспособности ПОЗ 1 и 2,  $x_7, x_8, x_9, x_{10}$  – логические переменные, описывающие условие работоспособности ВОГ1,2,3,4 прибора ИУС 1,  $x_{11}, x_{12}, x_{13}, x_{14}$  – логические переменные, описывающие условие работоспособности ВОГ1,2,3,4 прибора ИУС 2.

В формуле (2.10) функция  $f_1$  описывает условия работоспособности ПОЗ и приборов ОЗД, а функции  $f_2$  и  $f_3$  – приборов ИУС 1 и ИУС 2 соответственно. Схема функционирования ОСХО и ДСХО представлена на рисунке 2.6 а), б).

Найдём вероятностные полиномы функции  $f_1$ ,  $f_2$  и  $f_3$  для ОСХО [20]. Преобразуем  $f_1$  к дизъюнктивной нормальной форме (ДНФ) пронумеровав её члены:

$$\begin{aligned} f_1(x_1, \dots, x_6) &= (x_1x_2 \vee x_1x_3 \vee x_1x_4 \vee x_2x_3 \vee x_2x_4 \vee x_3x_4) \vee (x'_5x'_6)' \\ &\cdot (x_1 \vee x_2 \vee x_3 \vee x_4) \\ &= x_1x_2 \vee x_1x_3 \vee x_1x_4 \vee x_2x_3 \vee x_2x_4 \vee x_3x_4 \vee x_1(x'_5x'_6)' \\ &\vee x_2(x'_5x'_6)' \vee x_3(x'_5x'_6)' \vee x_4(x'_5x'_6)' \\ &= K_1 \vee K_2 \vee K_3 \vee K_4 \vee K_5 \vee K_6 \vee K_7 \vee K_8 \vee K_9 \vee K_{10} \end{aligned}$$

Преобразуем ДНФ  $f_1(x_1, \dots, x_6)$  к ортогональной ДНФ:

$$f_1(x_1, \dots, x_6) = \begin{vmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \\ K_5 \\ K_6 \\ K_7 \\ K_8 \\ K_9 \\ K_{10} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} K_1 \\ K_2 K'_1 \\ K_3 K'_2 K'_1 \\ K_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_6 K'_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_7 K'_6 K'_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_8 K'_7 K'_6 K'_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_9 K'_8 K'_7 K'_6 K'_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_{10} K'_9 K'_8 K'_7 K'_6 K'_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 = \begin{vmatrix} x'_1 \\ x_1 x'_2 \end{vmatrix} \quad K'_1 K'_2 = \begin{vmatrix} x'_1 \\ x_1 x'_2 x'_3 \end{vmatrix} \quad K'_1 K'_2 K'_3 = \begin{vmatrix} x'_1 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 = \begin{vmatrix} x'_1 x'_2 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 \\ x'_1 x_2 x'_3 x'_4 \end{vmatrix} \quad K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 K'_5 = \begin{vmatrix} x'_1 x'_2 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 \\ x'_1 x_2 x'_3 x'_4 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 K'_5 K'_6 = \begin{vmatrix} x'_1 x'_2 x'_3 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 \\ x'_1 x_2 x'_3 x'_4 \\ x'_1 x'_2 x_3 x'_4 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 K'_5 K'_6 K'_7 = \begin{vmatrix} x'_1 x'_2 x'_3 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 x'_5 x'_6 \\ x'_1 x_2 x'_3 x'_4 \\ x'_1 x'_2 x_3 x'_4 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 K'_5 K'_6 K'_7 K'_8 = \begin{vmatrix} x'_1 x'_2 x'_3 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 x'_5 x'_6 \\ x'_1 x_2 x'_3 x'_4 x'_5 x'_6 \\ x'_1 x'_2 x_3 x'_4 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 K'_5 K'_6 K'_7 K'_8 K'_9 = \begin{vmatrix} x'_1 x'_2 x'_3 \\ x_1 x'_2 x'_3 x'_4 x'_5 x'_6 \\ x'_1 x_2 x'_3 x'_4 x'_5 x'_6 \\ x'_1 x'_2 x_3 x'_4 x'_5 x'_6 \end{vmatrix}$$

$$f_1(x_1, \dots, x_6) = \begin{vmatrix} x_1x_2 \\ x_1x_3 \\ x_1x_4 \\ x_2x_3 \\ x_2x_4 \\ x_3x_4 \\ x_1(x'_2x'_3)' \\ x_2(x'_2x'_3)' \\ x_3(x'_2x'_3)' \\ x_4(x'_2x'_3)' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} x_1x_2 \\ x_1x'_2x_3 \\ x_1x'_2x'_3x_4 \\ x'_1x_2x_3 \\ x'_1x_2x'_3x_4 \\ x'_1x'_2x_3x_4 \\ x_1x'_2x'_3x'_4(x'_5x'_6)' \\ x'_1x_2x'_3x'_4(x'_5x'_6)' \\ x'_1x'_2x_3x'_4(x'_5x'_6)' \\ x'_1x'_2x'_3x_4(x'_5x'_6)' \end{vmatrix}$$

$$\mathcal{R}_{03Д\_П03}^{\text{ЧЭ}}\{f_1(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6) = 1\} = P_1P_2 + P_1Q_2P_3 + P_1Q_2Q_3P_4 + Q_1P_2P_3 + Q_1P_2Q_3P_4 + Q_1Q_2P_3P_4 + (1 - Q_5Q_6)(Q_1P_2P_3P_4 + P_1Q_2P_3P_4 + P_1P_2Q_3P_4 + P_1P_2P_3Q_4), \quad (2.11)$$

где  $P_1, P_2, P_3, P_4$  и  $Q_1, Q_2, Q_3, Q_4$  – вероятность работоспособности и отказа приборов ОЗД,  $R_5, R_6$  и  $Q_5, Q_6$  – вероятность работоспособности и отказа ПОЗ.

Так как условия работоспособности для приборов ИУС-1 и ИУС-2 идентичны, тогда функция  $f_2$  аналогична  $f_3$ . Преобразование  $f_2(f_3)$  к ВП будет осуществляться по следующим формулам:

$$f_2(x_7, x_8, x_9, x_{10}) = f_3(x_{11}, x_{12}, x_{13}, x_{14}) = \begin{vmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} z_1z_2z_3 \\ z_1z_2z'_3z_4 \\ z_1z'_2z_3z_4 \\ z'_1z_2z_3z_4 \end{vmatrix}$$

$$K'_1 = \begin{vmatrix} z'_1 \\ z_1z'_2 \\ z_1z_2z'_3 \end{vmatrix} \quad K'_1K'_2 = \begin{vmatrix} z'_1 \\ z_1z'_2 \\ z_1z_2z'_3z'_4 \end{vmatrix} \quad K'_1K'_2K'_3 = \begin{vmatrix} z'_1 \\ z_1z'_2z'_3 \\ z_1z_2z'_3z'_4 \\ z_1z'_2z_3z'_4 \end{vmatrix}$$

$$\mathcal{R}_{\text{ИУС}j}\{f_2 = f_3 = 1\} = R^{\text{И}j}_1R^{\text{И}j}_2R^{\text{И}j}_3 + R^{\text{И}j}_1R^{\text{И}j}_2R^{\text{И}j}_4Q^{\text{И}j}_3 + R^{\text{И}j}_1R^{\text{И}j}_4R^{\text{И}j}_3Q^{\text{И}j}_2 + R^{\text{И}j}_4R^{\text{И}j}_2R^{\text{И}j}_3Q^{\text{И}j}_1, \quad (2.12)$$

где  $R^{\text{И}j}_i$  и  $Q^{\text{И}j}_i$  – вероятность соответственно работоспособности и отказа  $i$ -го ВОГ  $j$ -го ИУС. Запишем итоговый вероятностный полином для условия работоспособности ОСХО:

$$\begin{aligned}
\mathcal{R}_{\text{ОСХО\_ДСХО}}^{\text{ЧЭ}} \{f(x_1, \dots, x_{14}) = 1\} = & [P_1 P_2 + P_1 Q_2 P_3 + P_1 Q_2 Q_3 P_4 + \\
& Q_1 P_2 P_3 + P_1 Q_2 P_3 Q_4 + Q_1 Q_2 P_3 P_4 + (1 - Q_5 Q_6)(Q_1 P_2 P_3 P_4 + P_1 Q_2 P_3 P_4 + \\
& P_1 P_2 Q_3 P_4 + P_1 P_2 P_3 Q_4)] \cdot [R^{\text{И1}}_1 R^{\text{И1}}_2 R^{\text{И1}}_3 + R^{\text{И1}}_1 R^{\text{И1}}_2 R^{\text{И1}}_4 Q^{\text{И1}}_3 + \\
& R^{\text{И1}}_1 R^{\text{И1}}_4 R^{\text{И1}}_3 Q^{\text{И1}}_2 + R^{\text{И1}}_4 R^{\text{И1}}_2 R^{\text{И1}}_3 Q^{\text{И1}}_1 + R^{\text{И2}}_1 R^{\text{И2}}_2 R^{\text{И2}}_3 + \\
& R^{\text{И2}}_1 R^{\text{И2}}_2 R^{\text{И2}}_4 Q^{\text{И2}}_3 + R^{\text{И2}}_1 R^{\text{И2}}_4 R^{\text{И2}}_3 Q^{\text{И2}}_2 + R^{\text{И2}}_4 R^{\text{И2}}_2 R^{\text{И2}}_3 Q^{\text{И2}}_1 - \\
& (R^{\text{И1}}_1 R^{\text{И1}}_2 R^{\text{И1}}_3 + R^{\text{И1}}_1 R^{\text{И1}}_2 R^{\text{И1}}_4 Q^{\text{И1}}_3 + R^{\text{И1}}_1 R^{\text{И1}}_4 R^{\text{И1}}_3 Q^{\text{И1}}_2 + \\
& R^{\text{И1}}_4 R^{\text{И1}}_2 R^{\text{И1}}_3 Q^{\text{И1}}_1)(R^{\text{И2}}_1 R^{\text{И2}}_2 R^{\text{И2}}_3 + R^{\text{И2}}_1 R^{\text{И2}}_2 R^{\text{И2}}_4 Q^{\text{И2}}_3 + \\
& R^{\text{И2}}_1 R^{\text{И2}}_4 R^{\text{И2}}_3 Q^{\text{И2}}_2 + R^{\text{И2}}_4 R^{\text{И2}}_2 R^{\text{И2}}_3 Q^{\text{И2}}_1)]. \quad (2.13)
\end{aligned}$$

Для ЭСХО вероятностный полином будет выглядеть следующим образом:

$$\mathcal{R}_{\text{ЭСХО}}^{\text{ЧЭ}} \{f(x_1, \dots, x_{14}) = 1\} = \mathcal{R}'_{\text{ОЗД\_ПОЗ}} \cdot [\mathcal{R}_{\text{ИУС1}} + \mathcal{R}_{\text{ИУС2}} - \mathcal{R}_{\text{ИУС1}} \mathcal{R}_{\text{ИУС2}}], \quad (2.14)$$

где  $\mathcal{R}'_{\text{ОЗД\_ПОЗ}} \{x_1 \vee x_2 \vee x_3 \vee x_4 \vee x_5 \vee x_6 = 1\} = 1 - Q_1 Q_2 Q_3 Q_4 Q_5 Q_6$  ,  
 $\mathcal{R}_{\text{ИУСj}} \{z_1 \cdot (z_2 \vee z_3 \vee z_4) = 1\} = R^{\text{Иj}}_1 (1 - Q^{\text{Иj}}_2 Q^{\text{Иj}}_3 Q^{\text{Иj}}_4)$ .

### 2.2.3 Подсистема исполнительных органов СУД

Управление КА может осуществляться с использованием ИО СУД, взаимодействующих с внешними по отношению к КА силам (магнитным, гравитационным, силами солнечного давления, аэродинамическим силам), или ИО СУД, основанных на реактивных принципах [80], которые в свою очередь делятся на:

- 1) управляющие реактивные двигатели;
- 2) инерционные исполнительные органы.

Отметим преимущества и недостатки первого и второго типа исполнительных органов, основанных на реактивных принципах. Управляющие реактивные двигатели функционируют за счёт отброса массы (рабочего тела), запас которого на КА ограничен, в отличие от инерционных ИО, которые работают за счёт восполняемой электроэнергии. Ещё одно достоинство инерционных ИО – это высокая точность реализации управляющего момента по сравнению с управляющими ракетными

двигателями. Однако, для инерциальных ИО необходима разгрузка накопленного кинетического момента, так как принцип этих ИО основан на перераспределении кинетического момента системы «КА+ИО». Таким образом, инерционные ИО могут устанавливаться на КА только совместно с ИО, осуществляющими разгрузку накопленного кинетического момента. Такими ИО могут служить либо управляющие реактивные двигатели (термокаталитические, стационарные плазменные, жидкостные двигатели [85, 93]), либо ИО, взаимодействующие с внешними по отношению к КА силами (магнитные системы [21], гравитационные системы).

Состав подсистемы ИО определяется следующим образом: система жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) из трёх блоков двигателей, осуществляющая управление как угловым движением, так и центром масс, система из четырёх двигателей-маховиков (ДМ) [16], предназначенная для точной ориентации, и электромагнитная система сброса кинетического момента (ССКМ), состоящая из трёх магнитных стержней (МС) и применяемая также в исключительных случаях для грубой ориентации КА.

Из описания режимов ориентации КА следует, что «точная» ориентация осуществляется с помощью ДМ. Для «разгрузки» ДМ можно использовать как блоки ЖРД, так и ССКМ. Для «грубой» ориентации возможно управление на ЖРД, при условии работы всех блоков двигательной установки. Режим НП не предусматривает работу системы ИО. Таким образом, можно говорить о двух технических структурах СУД с учётом логики работы ИО, которые определяются следующими двумя схемами стабилизации («точная» и «грубая» соответственно):

- либо работа трёх из четырёх ДМ совместно с работой двух из трёх МС ССКМ для «разгрузки» системы ДМ, либо «разгрузка» производится на двух любых блоках ЖРД (схема на основе ДМ);
- либо работа трёх блоков ЖРД (схема на основе ЖРД).

Структура подсистемы ИО построенная по второй схеме, характеризуется повышенным расходом топлива, однако, в случае сбоя электромеханических ИО (ДМ или МС ССКМ) без схемы ориентации на ЖРД не обойтись. Также отметим пониженное энергопотребление для схемы с ЖРД. На рисунке 2.5 изображено условие работы для двух технических структур: либо работа схемы на основе ДМ, либо – на основе ЖРД.

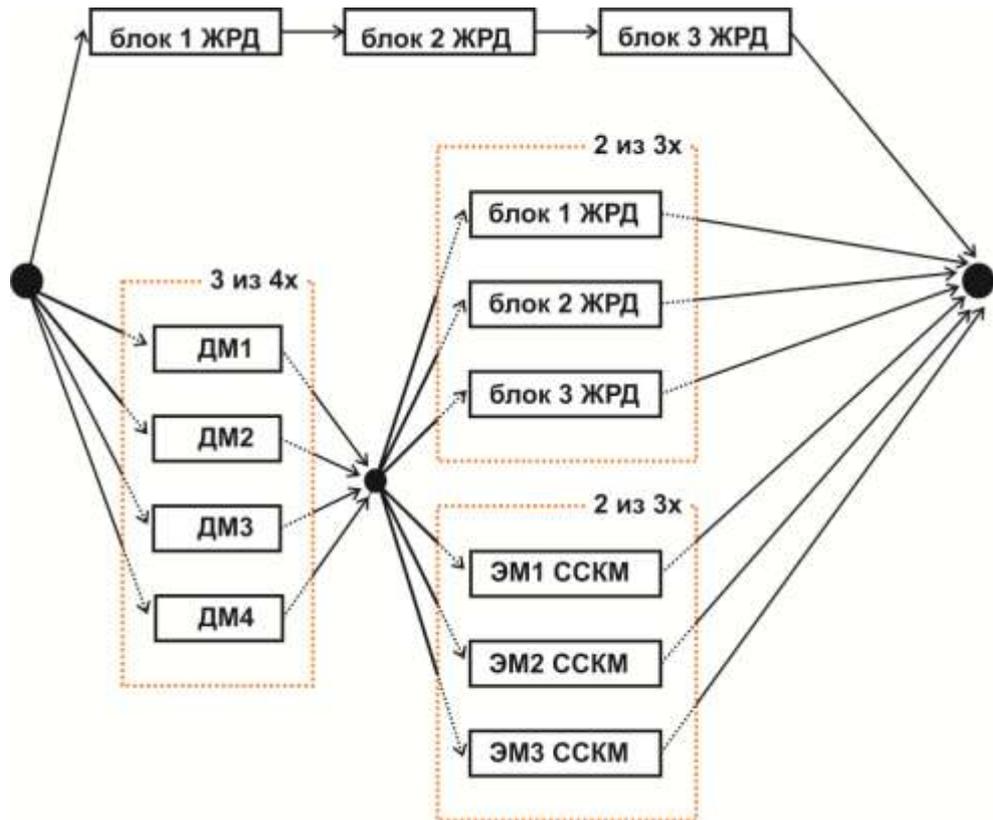


Рисунок 2.5 Схема функционирования ИО СУД

Составим вероятностный полином для схемы функционирования ИО, приведённой на рисунке 2.5. Данная схема является общей для подсистемы ИО, которая соответствует двум техническим структурам. Запишем функцию алгебры логики для этой схемы:

$$f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}) = x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 \vee (f_{\text{ДМ}}(x_4, x_5, x_6, x_7) \cdot (f_{\text{ЖРД}}(x_1, x_2, x_3) \vee f_{\text{ССКМ}}(x_8, x_9, x_{10}))), \quad (2.15)$$

где  $f_{\text{ДМ}}$  – ФАЛ, описывающая работу трёх из четырёх ДМ;  $f_{\text{ЖРД}}$  – ФАЛ для системы ЖРД (два из трёх блоков);  $f_{\text{ССКМ}}$  – ФАЛ для ССКМ (два из трёх);  $x_1, x_2, x_3$  – логические переменные, описывающие условие

работоспособности блоков ЖРД 1,2,3;  $x_4, x_5, x_6, x_7$  – логические переменные, описывающие условие работоспособности ДМ 1,2,3,4;  $x_8, x_9, x_{10}$  – логические переменные, описывающие условие работоспособности МС ССКМ 1,2,3. Запишем формулу (2.15) в виде ДНФ:

$$\begin{aligned}
 & f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}) \\
 &= x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 \vee ((x_4 x_5 x_6 \vee x_4 x_5 x_7 \vee x_4 x_6 x_7 \vee x_5 x_6 x_7) \\
 & \cdot (x_1 x_2 \vee x_1 x_3 \vee x_2 x_3 \vee x_8 x_9 \vee x_9 x_{10} \vee x_8 x_{10})) \\
 &= \left| \begin{array}{l} x_1 \cdot x_2 \cdot x_3 \\ x_4 x_5 x_6 \\ x_4 x_5 x_7 \\ x_4 x_6 x_7 \\ x_5 x_6 x_7 \end{array} \right| \left| \begin{array}{l} x_1 x_2 \\ x_1 x_3 \\ x_2 x_3 \\ x_8 x_9 \\ x_9 x_{10} \\ x_8 x_{10} \end{array} \right| = \left| \begin{array}{l} x_1 x_2 x_3 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x_2 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x_3 \\ f_{\text{ДМ}} x_2 x_3 \\ f_{\text{ДМ}} f_{\text{ССКМ}} \end{array} \right|
 \end{aligned}$$

Так как  $f_{\text{ЖРД}}$  и  $f_{\text{ССКМ}}$  не содержат одинаковых переменных, эти функции можно рассматривать в виде независимых логических переменных и преобразовывать каждую ФАЛ в форму позволяющую перейти непосредственно к ВФ. Для преобразования ФАЛ воспользуемся алгоритмом ортогонализации [81]. Преобразуем полученную ДНФ к ортогональной дизъюнктивной нормальной форме (ОДНФ) пронумеровав её члены:

$$f(x_1, \dots, x_{10}) = \left| \begin{array}{l} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \\ K_5 \end{array} \right| = \left| \begin{array}{l} K_1 \\ K_2 K'_1 \\ K_3 K'_2 K'_1 \\ K_4 K'_3 K'_2 K'_1 \\ K_5 K'_4 K'_3 K'_2 K'_1 \end{array} \right|$$

$$\begin{aligned}
K'_1 &= \begin{vmatrix} x'_1 \\ x_1 x'_2 \\ x_1 x_2 x'_3 \end{vmatrix} & K'_1 K'_2 &= \begin{vmatrix} f'_{\text{ДМ}} x'_1 \\ f'_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 \\ f'_{\text{ДМ}} x_1 x_2 x'_3 \\ f_{\text{ДМ}} x'_1 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 \end{vmatrix} & K'_1 K'_2 K'_3 &= \begin{vmatrix} f'_{\text{ДМ}} x'_1 \\ f'_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 \\ f'_{\text{ДМ}} x_1 x_2 x'_3 \\ f_{\text{ДМ}} x'_1 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 x'_3 \end{vmatrix} \\
K'_1 K'_2 K'_3 K'_4 &= \begin{vmatrix} f'_{\text{ДМ}} x'_1 \\ f'_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 \\ f'_{\text{ДМ}} x_1 x_2 x'_3 \\ f_{\text{ДМ}} x'_1 x'_2 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 x'_3 \\ f_{\text{ДМ}} x'_1 x_2 x'_3 \end{vmatrix} & f(x_1, \dots, x_{10}) &= \begin{vmatrix} x_1 x_2 x_3 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x_2 x'_3 \\ f_{\text{ДМ}} x_1 x'_2 x_3 \\ f_{\text{ДМ}} x'_1 x_2 x_3 \\ f_{\text{ДМ}} f_{\text{ССКМ}} x'_1 x'_2 \\ f_{\text{ДМ}} f_{\text{ССКМ}} x_1 x'_2 x'_3 \\ f_{\text{ДМ}} f_{\text{ССКМ}} x'_1 x_2 x'_3 \end{vmatrix}
\end{aligned}$$

$$f_{\text{ДМ}} = \begin{vmatrix} x_4 x_5 x_6 \\ x_4 x_5 x_7 \\ x_4 x_6 x_7 \\ x_5 x_6 x_7 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} x_4 x_5 x_6 \\ x_4 x_5 x_7 x'_6 \\ x_4 x_6 x_7 x'_5 \\ x_5 x_6 x_7 x'_4 \end{vmatrix} \quad f_{\text{ССКМ}} = \begin{vmatrix} x_8 x_9 \\ x'_8 x_9 x_{10} \\ x_8 x'_9 x_{10} \end{vmatrix}$$

Преобразование ФАЛ к ортогональной ДНФ даёт возможность перехода к ВП:

$$\mathcal{R}_{\text{ЭСХО}}^{\text{ИО}} \{f_1(x_1, \dots, x_{10}) = 1\} = P_1 P_2 P_3 + \mathcal{R}_{\text{ДМ}} [P_1 P_2 Q_3 + P_1 Q_2 P_3 + Q_1 P_2 P_3 + \mathcal{R}_{\text{ССКМ}} (Q_1 Q_2 + P_1 Q_2 Q_3 + Q_1 P_2 Q_3)], \quad (2.16)$$

$$\mathcal{R}_{\text{ДМ}} \{f_{\text{ДМ}} = 1\} = P_4 P_5 P_6 + P_4 P_5 P_7 Q_6 + P_4 P_6 P_7 Q_5 + P_5 P_6 P_7 Q_4, \quad (2.17)$$

$$\mathcal{R}_{\text{ССКМ}} \{f_{\text{ССКМ}} = 1\} = P_8 P_9 + Q_8 P_9 P_{10} + P_8 Q_9 P_{10}, \quad (2.18)$$

где  $P_1, P_2, P_3, Q_1, Q_2, Q_3$ , - вероятность работоспособности и вероятность отказа блоков ЖРД 1,2,3;  $P_4, P_5, P_6, P_7, Q_4, Q_5, Q_6, Q_7$  - вероятность работоспособности и вероятность отказа блоков ДМ 1,2,3,4;  $P_8, P_9, P_{10}, Q_8, Q_9, Q_{10}$  - вероятность работоспособности и вероятность отказа блоков МС 1,2,3 ССКМ.

Вероятностный полином обобщённой схемы необходим при работе ЭСХО, то есть для «грубой» ориентации КА, так как при реализации экстренной схемы не имеет значения на каких ИО осуществляется стабилизация («грубая» или «точная»). Для работы с использованием ОСХО или ДСХО для штатной работы КА рассмотрим только схему стабилизации

на ДМ. Функция алгебры логики для технической структуры подсистемы ИО с ДМ имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 & f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}) \\
 & = (x_1x_2 \vee x_1x_3 \vee x_2x_3 \vee x_8x_9 \vee x_9x_{10} \vee x_8x_{10}) \\
 & \cdot (x_4x_5x_6 \vee x_4x_5x_7 \vee x_4x_6x_7 \vee x_5x_6x_7) = f_{\text{ДМ}} \cdot \begin{vmatrix} x_1x_2 \\ x_1x_3 \\ x_2x_3 \\ f_{\text{ССКМ}} \end{vmatrix}
 \end{aligned}$$

Данную ФАЛ легко преобразовать в ВП:

$$\begin{aligned}
 \mathcal{R}_{\text{ОСхО\_ДСхО}}^{\text{ИО}} \{f_1(x_1, \dots, x_{10}) = 1\} = \mathcal{R}_{\text{ДМ}} \cdot (\mathcal{R}_{\text{ССКМ}} + P_1P_2 + Q_1P_2P_3 + \\
 P_1Q_2P_3 - \mathcal{R}_{\text{ССКМ}} \cdot (P_1P_2 + Q_1P_2P_3 + P_1Q_2P_3)) \quad (2.19)
 \end{aligned}$$

Тогда из рассмотренных ранее вероятностных полиномов работоспособности для подсистемы ЧЭ и рассмотренных в этом параграфе вероятностных полиномов можно составить обобщённый полином работоспособности СУД. Для «точной» ориентации полином, который находится по формуле:

$$\mathcal{R}_{\text{СУД №1}} = \mathcal{R}_{\text{ОСхО\_ДСхО}}^{\text{ИО}} \{f_1(x_1, \dots, x_{10}) = 1\} \cdot \mathcal{R}_{\text{ОСхО\_ДСхО}}^{\text{ЧЭ}} \{f_1(x_1, \dots, x_{14}) = 1\},$$

а для «грубой» ориентации:

$$\mathcal{R}_{\text{СУД №2}} = \mathcal{R}_{\text{ЭСхО}}^{\text{ИО}} \{f_1(x_1, \dots, x_{10}) = 1\} \cdot \mathcal{R}_{\text{ЭСхО}}^{\text{ЧЭ}} \{f_1(x_1, \dots, x_{14}) = 1\}.$$

С помощью данных полиномов можно определить значимые элементы контура управления угловым движением, тем самым уделить особое внимание ресурсу БА, которая является наиболее важной с точки зрения структурного построения контура управления угловым движением.

Для режима неориентированный полёт не предусмотрено управление угловым движением КА. Данный режим рассматривается только в рамках имитационного моделирования, однако, если проводить реконфигурацию других бортовых систем КА, то необходимо учитывать специфику их работы в режиме НП.

### 2.3 Аналитическая модель реконфигурации системы управления движением в текущем режиме ориентации

При восстановлении работоспособности КА после нештатной ситуации в текущем режиме ориентации новое структурное состояние СУД определяется только новой конфигурацией БА. Задача выбора новой рабочей конфигурацией БА может быть формализована в виде задачи математического программирования. Тогда аналитическая модель структурно-функциональной реконфигурации СУД может быть описана в виде задачи дискретного программирования, где критерии выбора и ограничения могут задаваться с помощью нелинейных функций. Множеством альтернатив задачи является множество рабочих конфигураций БА при восстановлении текущего режима ориентации КА.

В качестве ресурсных ограничений в данной модели могут выступать ограничения, отражающие энергетические, информационные, временные ресурсы. Основными ресурсными ограничениями в диссертационной работе являются ограничения по суммарному энергопотреблению и ограничения на время работы БА, её временной ресурс. Суммарное энергопотребление необходимое для БА  $Z_{КА}$  постоянно и определяется на стадии проектирования КА. Оно зависит от ёмкости аккумуляторных батарей КА, характеристик панелей солнечных батарей и их освещённости в орбитальном полёте КА. Как правило, при оценке потребляемой БА мощности не учитываются потенциальные сбои и отказы, потери ориентации, которые приводят к малоэффективной работе системы электропитания (СЭП). Поэтому проектирование СЭП осуществляется «с запасом», что зачастую приводит к завышенным массовым характеристикам аккумуляторных батарей и солнечных панелей. Ограничение временной работоспособности БА определяется временным ресурсом. Оно задаётся заказчиком прибора и подтверждается разработчиком в процессе испытаний, в том числе лётных. При превышении суммарной наработки заданного временного ресурса, БА может остаться в работоспособном состоянии, но вероятность отказа, после

которого прибор уже не подлежит дальнейшему восстановлению, значительно возрастает.

Основное внимание уделяется появлению внезапных сбоев при работе БА. Особенно это актуально для цифровой аппаратуры с электронными модулями с невысокой радиационной стойкостью, которые подвержены воздействию ТЗЧ и высокоэнергетических протонов, а также иным факторам космического пространства [51].

Формально для задачи математического программирования рабочую конфигурацию БА можно представить конечномерным вектором  $\vec{u} = (u_1, u_2, \dots, u_N)$ , состоящим из булевых переменных  $u_i \in \{0; 1\}$ , которые характеризуют задействие БА для контура управления угловым движением. Общее число возможных альтернатив оптимизационной задачи составит  $2^N$ , где  $N$  – общее число БА КА. Выбираемая рабочая конфигурация БА должна удовлетворять условия работоспособности СУД в заданном режиме ориентации. Данное ограничение можно представить следующим образом:  $Z_{R_\varepsilon}(\vec{u}) > 0$ , где  $Z_{R_\varepsilon}(\vec{u})$  – интегральный показатель структурной надёжности (2.3), т.е. показатель структурной надёжности для синтезируемого нового структурного состояния  $S$ , который должен принимать строго положительные значения, что соответствует работоспособности СУД в заданном режиме ориентации  $R_\varepsilon$  при рабочей конфигурации  $\vec{u}$ . Далее для задачи математического программирования данное ограничение будем записывать как  $Z_0(\vec{u}) > 0$ , имея в виду, что используется полином, характеризующий структуру СУД для режима  $R_\varepsilon \in R$ .

Максимизируя суммарное время работы КА, которое зависит от временного ресурса всей БА с учётом её сбоев и неопределённости момента возникновения отказа БА, будем на протяжении всего периода эксплуатации КА равномерно загружать БА с учетом их наработки на отказ. Тогда аналитическая модель реконфигурации может быть представлена следующим образом:

$$C(\vec{u}) = \frac{\sum_{i=1}^N c_i \cdot u_i}{\sum_{i=1}^N u_i} \rightarrow \max, \quad \vec{u} \in \Delta, \quad (2.21)$$

$$\Delta = \{\vec{u} = (u_1, \dots, u_N) | Z_0(\vec{u}) > 0, Z_1(\vec{u}) \leq Z_{KA}\}$$

$$Z_0(\vec{u}) > 0, \quad (2.22)$$

$$Z_1(\vec{u}) \leq Z_{KA}, \quad (2.23)$$

где  $Z_0(\vec{u}) = R_\varepsilon\{f(\vec{u}) = 1\} = R_\varepsilon(P_1, \dots, P_N, Q_1, \dots, Q_N)$  – вероятностный полином структурной надёжности СУД;

$Z_1(\vec{u}) = \sum_{i=1}^n p_i \cdot u_i$  – мощность потребляемой электроэнергии рабочей конфигурацией БА  $\vec{u}$ ,  $Z_{KA}$  – допустимое суммарное энергопотребление на

КА,  $c_i = \frac{T_i^p - \tau_i}{T_i^p}$  – коэффициент расходования временного ресурса  $i$ -й БА,  $T^p$ ,  $\tau$

– временной ресурс и текущая наработка  $i$ -го прибора.

С помощью критерия  $C(\vec{u}) = \frac{\sum_{i=1}^n c_i \cdot u_i}{\sum_{i=1}^n u_i} \rightarrow \max$  обеспечивается равномерный расход временного ресурса БА для максимизации общего времени работы КА.

Алгоритмы нахождения решения данной задачи математического программирования будут рассмотрены в главе 3. Выбор рабочей конфигурации БА по вышеописанному критерию позволит перераспределять временной ресурс в пользу более равномерной загрузки БА, что приведёт к увеличению общей продолжительности времени нахождения СУД в работоспособном состоянии.

В перспективе решение задачи выбора конфигурации БА может использоваться не только для максимизации времени функционирования КА за счёт равномерной загрузки БА, но и для минимизации затрат других видов бортового ресурса в процессе эксплуатации: электроэнергии, топлива, информационных ресурсов и т.д. Также подобные задачи могут быть формализованы для других бортовых систем КА с учетом ограничений не только по энергопотреблению, но и ограничений по точности ориентации и

стабилизации, расходу топливного ресурса, скорости передачи телеметрической и/или целевой информации.

## **Выводы**

1. Для описания структуры СУД КА выбран общий логико-вероятностный метод (ОЛВМ), как наиболее универсальный метод структурно-логического описания сложных систем. На основе ОЛВМ введены показатели для оценки структурной надёжности системы, а также для оценки значимости элементов системы в структурном построении.

2. Рассмотрен типовой состав бортовой аппаратуры СУД, её структура в виде подсистемы чувствительных элементов и исполнительных органов. При этом обязательным критерием работоспособности СУД является одновременная работоспособность двух подсистем. Описаны схемы функционирования каждой подсистемы с учётом различных режимов ориентации СУД.

3. Предложена аналитическая модель структурно-функциональной реконфигурация СУД в рамках заданного режима ориентации КА. Аналитическая модель представляет задачу дискретного программирования, т.е. выбора рабочей конфигурации БА по критерию равномерного распределения временного ресурса БА и ограничениям по величине показателей структурной надёжности и энергопотреблению.

4. Задача выбора рабочей конфигурации БА может быть формализована не только для СУД, но и для других бортовых систем КА с учетом различных критериев выбора и ограничений. Такой подход может служить основой для дальнейших исследований вопроса повышения уровня автономности и показателей эффективности функционирования КА.

### **Глава 3. Методика структурно-функциональной реконфигурации и алгоритмы выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры**

#### **3.1 Стандартная реконфигурация системы управления движением**

Стандартная реконфигурация СУД осуществляется БКУ совместно с НКУ и заключается в следующем. При обнаружении бортовой системой КА нештатной работы БА в ближайшем сеансе связи КА пересылает на средства НКУ соответствующие массивы информации о нештатной работе, которые исследуются специалистами группы анализа и управления. После выработки решения по восстановлению работоспособности вышедшей из строя БА, принимаются меры по «реанимации» КА, то есть разработка и закладка на борт необходимых рабочих программ (разовых команд), «перепрошивка» вычислительных средств КА на ближайших сеансах связи (СС). В случае повторения нештатной ситуации на борту КА восстановление работоспособности КА может происходить по уже отработанной схеме: по откорректированной документации в рамках лётных испытаний КА.

На интервале времени, начиная от блокировки штатного режима функционирования КА средствами БКУ до восстановления работоспособности средствами НКУ, КА должен находиться в безопасном режиме, который исключает работу целевой аппаратуры и приборов, связанных с возникновением нештатной ситуации [96]. Одним из вариантов такого режима может быть неориентированный полёт (НП) КА. Функционально НП рассматривается как режим, обеспечивающий минимальный уровень энергопотребления на борту КА, необходимую связь с НКУ, ориентацию панелей солнечных батарей достаточную для питания БА КИС (режим неориентированного полёта или ориентированного дежурного полёта в [5]). Режим НП также даёт возможность (дополнительное время) рабочей группе НКУ для анализа работы бортовых систем по

телеметрической информации, при этом прекращается развитие нештатной ситуации (НС).

Безусловными плюсами такой реконфигурации являются своевременный контроль человеком (группой анализа и управления НКУ) возникающих на борту НС и реализация реконфигурации с привлечением «живого» интеллекта.

Однако следует отметить и недостатки такой реконфигурации. Во-первых, невозможно осуществлять эксплуатацию КА по целевому назначению в режиме НП, то есть потеря оперативности получения целевой информации. Во-вторых, КА требуется войти в СС, что приводит к незапланированной задержке в управлении. В-третьих, необходимо дополнительно задействовать ресурс НКУ даже при однотипных нештатных ситуациях, а в случае нештатной ситуации срыв выполнения сеанса управления КА по вине техники и/или персонала, может привести к неблагоприятному дальнейшему развитию НС [99]. Другими словами, в реальных условиях выполнение мероприятий по реконфигурации бортовой системы занимает значительный интервал времени, вызванный отсутствием автоматизации рассматриваемого процесса управления. Как правило, решение этой задачи возлагается на операторов, физиологические ограничения которых делают их «узким» звеном при принятии ответственных решений.

Схематично реконфигурация бортовой системы КА представлена на рисунке 3.1, где  $t_{сб}$  – момент возникновения нештатной ситуации;  $t_0^{CC \text{ №}N}, t_f^{CC \text{ №}N}$  – начало и конец первого после возникшей НС сеанса связи с НКУ, на котором фиксируется неисправность (сбой или отказ БА), ставшая причиной НС;  $t_0^{CC \text{ №}N+1}, t_f^{CC \text{ №}N+1}$  – начало и конец сеанса связи после возникшей НС, на котором закладывается соответствующая рабочая программа, задающая новую конфигурацию БА,  $t_{вост}$  – момент перехода к штатному функционированию КА.

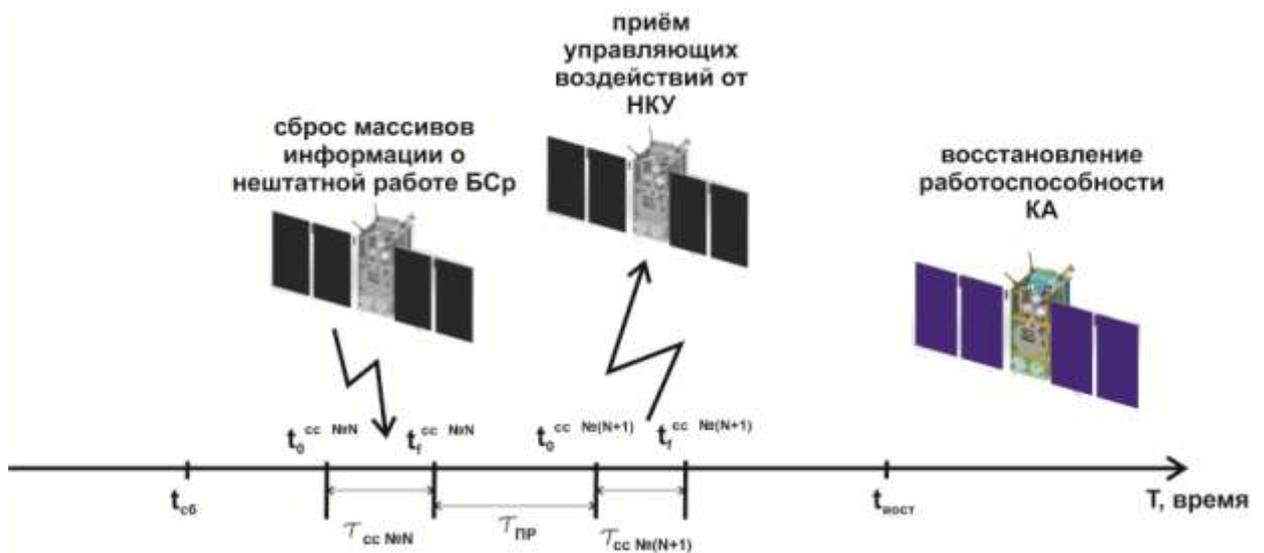


Рисунок 3.1 Проведение стандартной реконфигурации с задействованием НКУ

При реконфигурации с задействованием НКУ функции БКУ могут сводиться:

- к идентификации неисправной БА;
- переводу КА в режим НП (аварийный, дежурный режим);
- парирование нештатных ситуаций путем переключения неисправной БА на работоспособную при наличии на борту соответствующего резерва.

В случае горячего резервирования однотипной БА, переход на работоспособные средства может осуществляться автоматически, согласно алгоритмам определения ориентации СУД [1].

Для решения задачи реконфигурации СУД КА в части подсистемы чувствительных элементов рассмотрено (подпараграф 2.2.2) несколько СхО КА [46]:

- Основная схема (ОСхО) – «точная» ориентация (для целевого функционирования КА);
- Дополнительная (ДСхО) – «точная» ориентация;
- Экстренная (ЭСхО) – «грубая» ориентация, которая предполагает минимальный состав ЧЭ, необходимый для ориентации антенных устройств КА на Землю.

Что касается исполнительных органов СУД, то рассмотрено две схемы стабилизации:

- стабилизация на двигателях-маховиках (ДМ) и сброс кинетического момента с помощью ССКМ или с помощью ЖРД – «точная» ориентация;
- стабилизация на ЖРД без необходимости сброса кинетического момента – «грубая» ориентация.

В каждой схеме ориентации и стабилизации имеется структурный и функциональный резерв в виде идентичной или аналогичной по своим функциям БА. То есть работа СхО может осуществляться и при выходе определённого числа БА. Однако, в зависимости от реализованного на борту КА программного обеспечения, а также схемно-технических решений, применяемых в БА (разработчиками приборов) процесс реконфигурации может происходить по нескольким сценариям:

- с полным задействованием НКУ для восстановления требуемой схемы ориентации (стабилизации) КА в случае неисправной работы;
- с частичным задействованием НКУ, для осуществления перехода между режимами ориентации КА;
- без задействования НКУ, когда КА автоматически (с помощью БКУ) переходит не только с неисправной БА на резервную работоспособную, но и при переходе между режимами ориентации КА с выбором подходящей рабочей конфигурации БА.

Автоматическая реконфигурация необходима для повышения автономности КА при возникновении неисправности БА. Роль НКУ в этом случае сводится к контролю протекающих на КА процессов. Таким образом, можно говорить о двух видах управления КА с реконфигурацией БА (рисунок 3.2): управление реконфигурацией при помощи НКУ и реконфигурация при помощи БКУ (автономное функционирование).

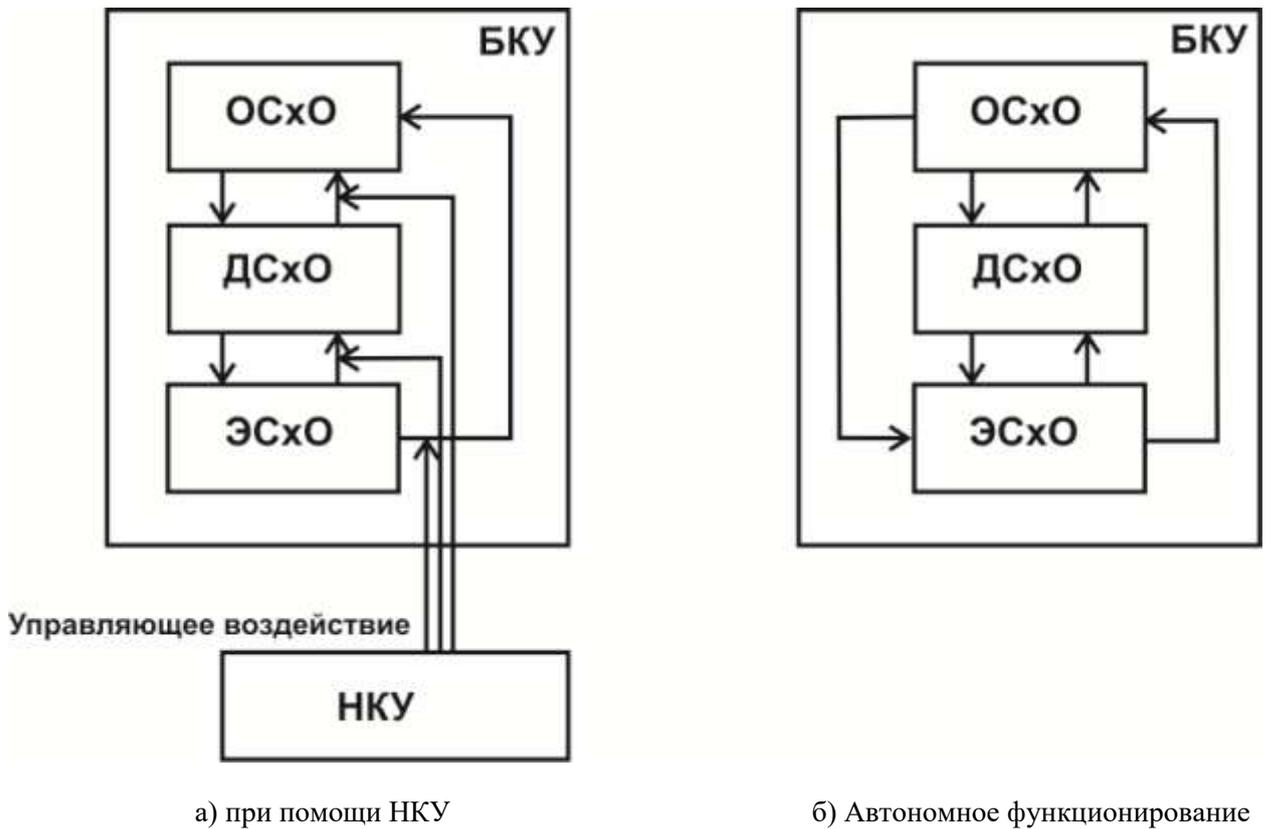


Рисунок 3.2 Технологии управления КА с реконфигурацией СУД

Далее рассмотрим варианты реконфигурации СУД КА без задействования НКУ.

Для организации реконфигурации СУД без привлечения средств НКУ в БПО должны быть включены соответствующие алгоритмы перехода из неработоспособных состояний в работоспособные. В результате проведенного анализа (подпараграфе 2.3.1, 2.3.2) стандартная реконфигурация для рассмотренных ранее алгоритмов ориентации СУД (ОСхО, ДСхО, ЭСхО) может быть представлена в виде схем, изображенных на рисунках 3.3 - 3.5.

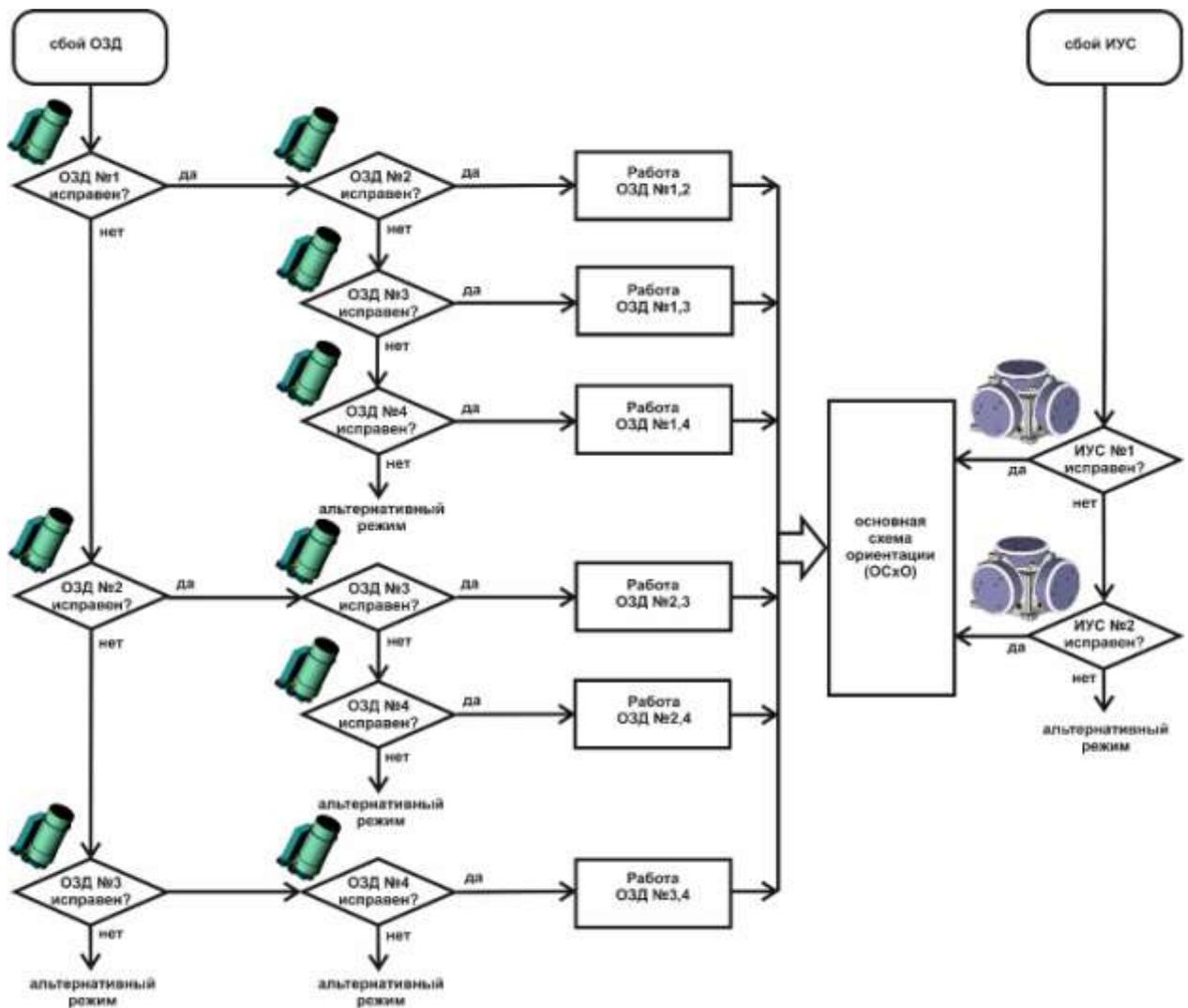


Рисунок 3.3 Стандартная реконфигурация для ОСхО

Здесь и далее под альтернативным режимом будет подразумеваться режим с новой схемой ориентации или режим неориентированного полёта (безопасный режим), в который может быть переведён КА. Выбор альтернативного режима зависит от логики управления КА. Переход к альтернативному режиму может осуществляться автоматически с помощью алгоритмов СУД или через команды с НКУ при осуществлении СС, непосредственно или с некоторой временной задержкой. Для альтернативного режима в качестве новой схемы ориентации (стабилизации) может выступать новый алгоритм ориентации КА, загруженный с НКУ в бортовое ЗУ в результате управления при нештатной ситуации и не предусмотренный при проектировании КА.

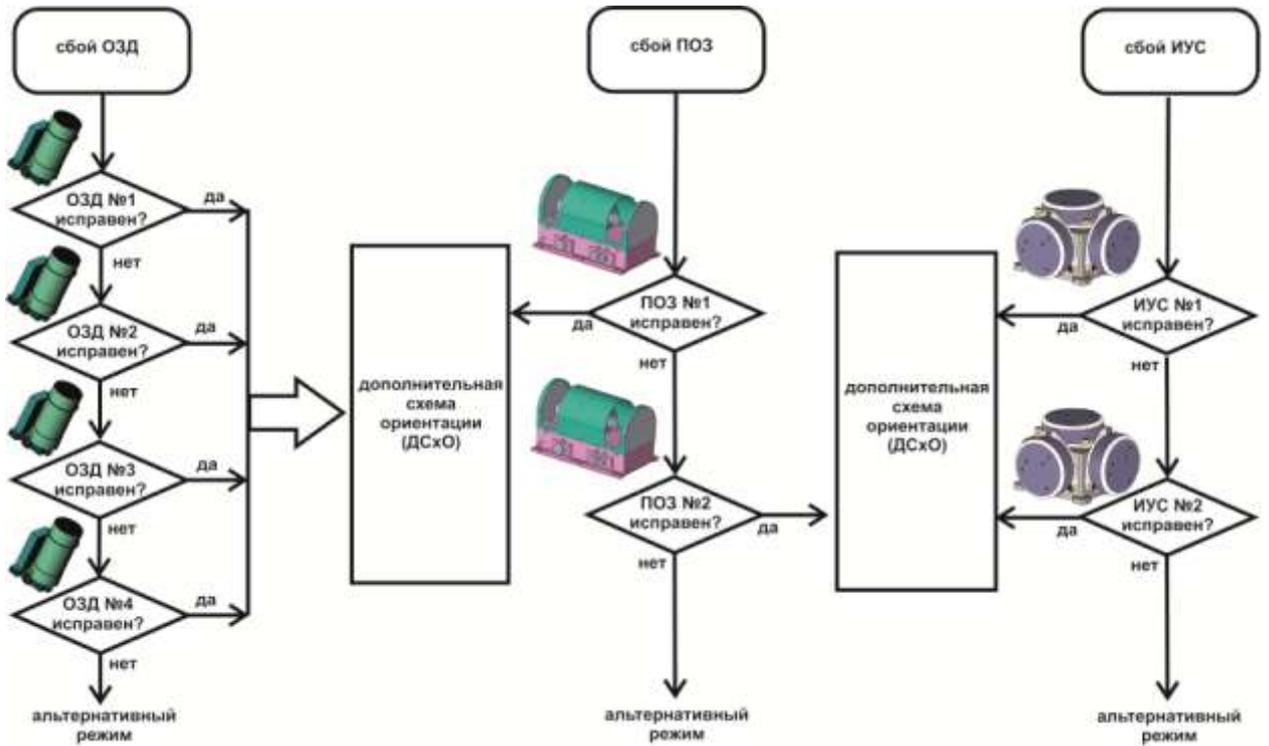


Рисунок 3.4 Стандартная реконфигурация для ДСхО

Как видно из схем на рисунках 3.3-3.5 данные алгоритмы не рассматривают подсистему ЧЭ как целостную структуру, переключение БА осуществляется на резервные комплекты поочерёдно. При этом в алгоритмах не учитывается текущее состояние и скорость расхода бортового ресурса при реализации требуемого режима ориентации КА, что может привести к нерациональному задействованию БА и расходу электроэнергии КА.

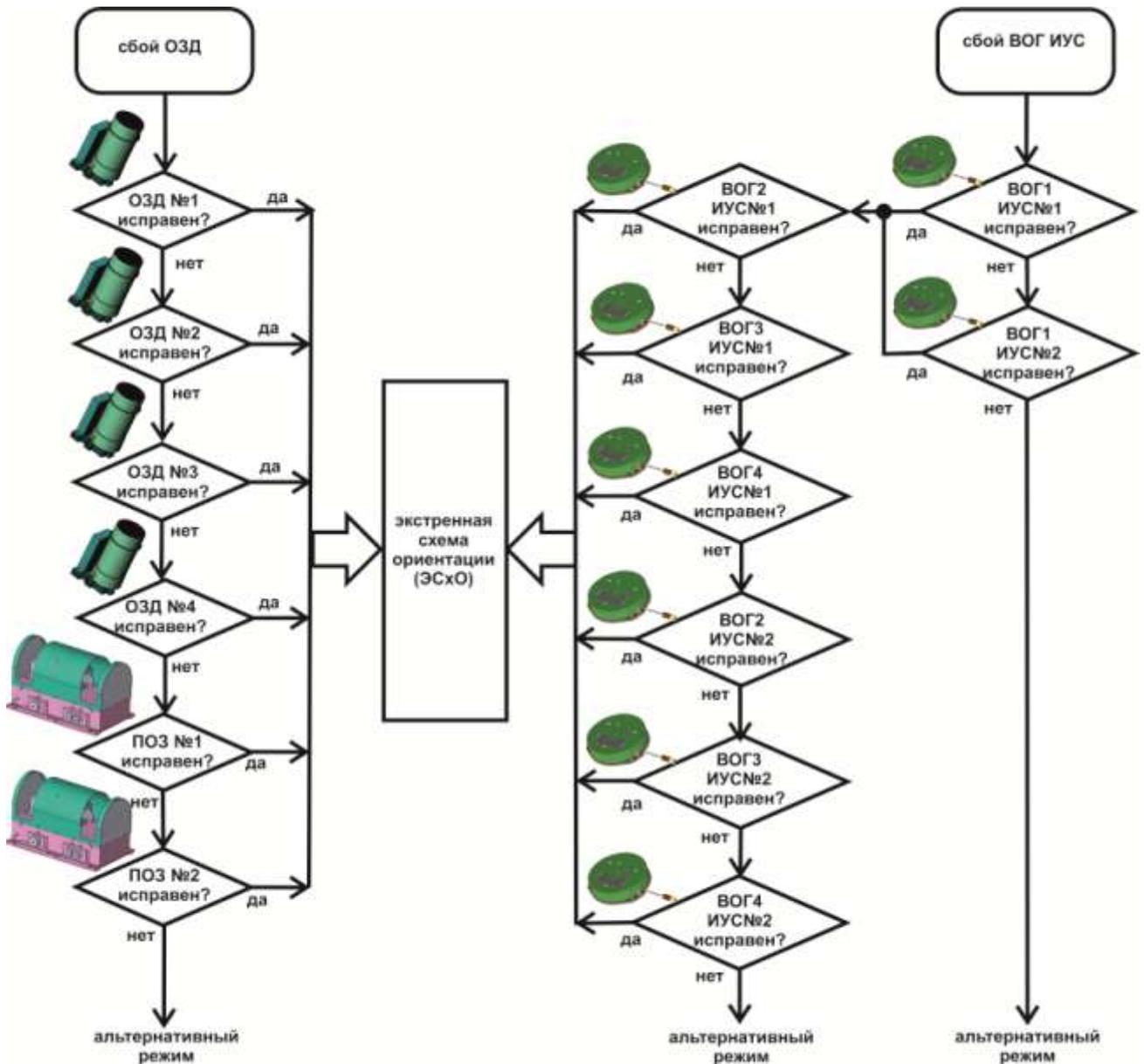


Рисунок 3.5 Стандартная реконфигурация для ЭСХО

Для схем стабилизации алгоритм стандартной реконфигурации строится аналогично схемам ориентации: проверяются по порядку ДМ-1, 2, 3, 4, ЖРД блоки 1,2,3, МС1, МС2, МС3 ССКМ. Основные приборы СУД для поддержания штатной ориентации – это ДМ и ЖРД, поэтому если ни одна из схем стабилизации не выполняется, то КА переходит к режиму неориентированного полёта (безопасный режим) [57]. Если же работают ДМ, то КА функционирует в режиме «точной» ориентации, если же работают ЖРД (при отказавших ДМ) – в режиме «грубой» ориентации.

Дополнительно следует отметить, что трудность автоматизации стандартной реконфигурации заключается в отсутствии критериев перехода между режимами ориентации КА. То есть при переходе между структурными состояниями СУД также придётся задействовать НКУ.

Таким образом, относительно стандартной реконфигурации СУД можно указать на следующие ее особенности, которые будут оказывать негативное влияние на функционирование КА:

- не осуществляется анализ состояния бортового ресурса КА, что могло бы способствовать эффективному расходу бортового ресурса;
- отсутствуют критерии перехода между структурными состояниями СУД: критерии выбора режима ориентации КА и рабочей конфигурации БА.

Однако эти особенности учитываются при «ручном» управлении с наземного сегмента космической системы, т.е. с привлечением «живого» интеллекта к управлению структурной динамикой КА. С другой стороны, актуален вопрос автономного функционирования КА различного назначения, когда по тем или иным причинам невозможно управлять КА с помощью НКУ: нахождение КА вне зон радиовидимости (ЗРВ), невозможность работы технических средств НКУ из-за внешнего воздействия (диверсия, целенаправленная атака, сбой в системе), однопунктная или малопунктная схема управления КА и ряд других причин.

### **3.2 Методика структурно-функциональной реконфигурации системы управления движением космического аппарата**

Для устранения указанных негативных особенностей стандартной реконфигурации, рассмотрим методику проведения структурно-функциональной реконфигурации СУД, которую можно реализовать на борту КА с привлечением собственных вычислительных средств. Предлагаемая методика структурно-функциональной реконфигурации СУД КА включает в себя следующие шаги:

**Шаг 0.** Локализация нештатной ситуации: определение сбойшей аппаратуры и вывод её из контура управления углового движения КА.

**Шаг 1.** Анализ работоспособности БА. Попытка восстановления работы КА в текущем режиме ориентации с новой рабочей конфигурацией БА СУД.

**Шаг 2.** Если включение необходимой конфигурации БА для текущего режима невозможно, то переход к альтернативному режиму без потери выполняемых КА функций, т.е. альтернативному штатному режиму. Включение рабочей конфигурации БА для альтернативного штатного режима.

**Шаг 3.** Если включение рабочей конфигурации БА для альтернативного режима ориентации невозможно, то осуществляется переход на режим с пониженной эффективностью (перевод КА в частично работоспособное состояние). Производится поиск рабочей конфигурации БА для режима ориентации с пониженной эффективностью.

**Шаг 4.** Если включение рабочей конфигурации БА для режима ориентации с пониженной эффективностью также невозможно, то КА переводится в режим НП. Вывод КА из режима НП осуществляется по командам с НКУ.

**Шаг 5.** После вывода КА из режима НП, анализируется состояние БА. Если сбойшая ранее аппаратура была восстановлена, то производится поиск рабочей конфигурации БА для режима ориентации обеспечивающего выполнением штатных функций КА, в противном случае для альтернативного режима с пониженной эффективностью.

**Шаг 6.** Через заданное время вычислительными средствами КА анализируется состояние БА и текущий режим ориентации. Если КА функционирует в режиме с пониженной эффективностью, то осуществляется поиск рабочей конфигурации для режима, обеспечивающего выполнением штатных функций КА. Если конфигурация была найдена, то осуществляется восстановление работоспособности КА.

Данная последовательность операций предусматривает восстановление работоспособности КА при возникновении сбоя и отказов БА и осуществляет перевод КА на альтернативные режимы ориентации. Основным критерием перевода на альтернативный режим является наличие рабочей конфигурации БА для текущего режима. Выбор рабочей конфигурации БА осуществляется согласно аналитической модели реконфигурации СУД в текущем режиме, приведённой в параграфе 2.3.

Прокомментируем содержание вышеописанных шагов на примере схем ориентации и стабилизации, рассмотренных в главе 2.

Для режима «точной» ориентации может быть выбрана одна из схем ориентации: основная или дополнительная, и схема стабилизации на двигателях-маховиках. При выходе из строя трёх звёздных датчиков в ОСХО можно использовать ДСХО с одним звёздным датчиком и одним прибором ориентации по Земле. Переход к «грубой» ориентации (т.е. режиму с пониженной эффективностью), производится, если два ДМ вышли из строя или, например, в приборах ИУС вышли из строя два ВОГ. В этом случае работа в «точном» режиме невозможна из-за отсутствия прецизионной схемы ориентации. Тогда осуществляется поиск рабочей конфигурации либо для режима со стабилизацией на управляющих ракетных двигателях (в случае отказа ДМ), либо для режима с экстренной схемой ориентации (в случае отказа измерительных каналов ВОГ прибора ИУС).

Таким образом, очевидно, что ядром предложенной методики по проведению структурно-функциональной реконфигурации СУД является задача выбора рабочей конфигурации БА. Алгоритмы решения данной задачи представлены далее в параграфе 3.3.

### 3.3 Алгоритмы выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры космического аппарата на основе бионического подхода

#### 3.3.1 Общий подход к решению задачи выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры

Важнейшим направлением теории поисковой оптимизации является теория случайного поиска, впервые предложенная в 1959 году Л.А. Растригиным [79]. В последующие годы случайный поиск самым широким образом используется в различных областях науки и техники – от оптимального проектирования конкретных технических систем до проблем создания общей теории поиска.

Начиная с 70-х гг. получило довольно широкое распространение одно из направлений теории поисковой оптимизации, связанное с методологией синтеза новых алгоритмов на базе бионических представлений: эволюционный подход, «эволюционное моделирование», эволюционная глобальная оптимизация, «эволюционная стратегия», «генетическая адаптация», «генетические алгоритмы» и тому подобное.

Сущность бионического подхода для задачи выбора рабочей конфигурации БА состоит в повторяющихся испытаниях. Для каждого испытания будем получать рабочую конфигурацию БА из числа допустимых альтернатив. По окончании работы алгоритма будет выбрана наилучшая конфигурация.

Формально задача математического программирования представлена в параграфе 2.3 (2.21) – (2.24). Область допустимых вариантов рабочих конфигураций БА задаётся ограничениями (2.22) – (2.24). Ограничение (2.22) учитывает структурное построение СУД, где  $Z_0(\vec{u}) = \mathcal{R}(u_1 P_1, \dots, u_n P_n, \bar{u}_1 Q_1, \dots, \bar{u}_n Q_n) |_{P_i=0.5, Q_i=0.5, i=1, \dots, n} > 0$  – условие работоспособности СУД для состояния с выбранной рабочей конфигурации БА  $\vec{u}$  в заданном режиме ориентации КА,  $\mathcal{R}(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n)$  – вероятностный полином структурной надежности СУД для заданного режима ориентации КА. Ограничение (2.23)  $Z_1(\vec{u}) \leq Z_{КА}$  учитывает

энергопотребление конфигурации БА, где  $Z_1(\vec{u})$  – мощность потребляемой электроэнергии рабочей конфигурацией БА  $\vec{u}$  (см. параграф 2.3).

Выбор наилучшей конфигурации БА из множества альтернатив осуществляется по критерию  $C(\vec{u}) = \frac{\sum_{i=1}^n c_i \cdot u_i}{\sum_{i=1}^n u_i} \rightarrow \max$  (2.21) равномерной загрузки БА с учётом их наработки на отказ. Отметим, что коэффициенты целевой функции  $c_i = \frac{T_i^p - \tau_i}{T_i^p}$  отражают расход временного ресурса  $i$ -й БА, т.е. чем больше  $c_i$ , тем меньше по времени была задействована  $i$ -я БА к моменту её включения в рабочую конфигурацию. Предыстория функционирования соответствующей БА учитывается в имитационной модели. При этом значение критериальной функции  $C(\vec{u})$  становится тем больше, чем большее количество БА с неизрасходованным временным ресурсом включается в рабочую конфигурацию БА.

Введём в рассмотрение некоторое текущее состояние КА  $S_k$ , для которого определяется вектор рабочей конфигурации БА  $\vec{u}^k$ . Оценка структурной надёжности для данного состояния вычисляется по следующей формуле:

$$Z_0(\vec{u}^k) = \mathcal{R} \left( u_1^k P_1, \dots, u_n^k P_n, \overline{u_1^k} Q_1, \dots, \overline{u_n^k} Q_n \right) \Big|_{P_i=0.5, Q_i=0.5, i=1, \dots, n}.$$

Если  $Z_0(\vec{u}^k) = 0$ , то состояние  $S_k$  считается неработоспособным. Тогда требуется выбрать и ввести в структуру СУД необходимую работоспособную бортовую аппаратуру. Новое состояние будет характеризоваться вектором  $\vec{u}^{k+1} = \vec{u}^k \oplus \vec{e}_j$ , где  $\vec{e}_j = (0_1, \dots, 1_j, \dots, 0_n)$  – вектор, соответствующий включению некоторой исправной  $j$ -й БА в контур управления угловым движением КА,  $\oplus$  – оператор булева сложения. Если после ввода  $j$ -й БА состояние  $S_{k+1}$  остаётся неработоспособным ( $Z_0(\vec{u}^{k+1}) = 0$ ), то процесс формирования рабочей конфигурации БА следует продолжить. В противном случае ( $Z_0(\vec{u}^{k+1}) > 0$ ) процесс завершается.

Примем за начальное состояние КА  $S_0$  такое, когда ни одна БА не включена в рабочую конфигурацию СУД (т.е.  $\vec{u}^0 = (0_1, 0_2, \dots, 0_n)$ ,  $Z_0(\vec{u}^0) =$

0). Тогда сценарий включения элементов в структуру СУД можно представить следующей последовательностью  $\vec{u}^0 \xrightarrow{e_{j_1}=1} \dots \vec{u}^{k-1} \xrightarrow{e_{j_k}=1} \vec{u}^k \dots \rightarrow$ .

При формировании указанной последовательности главная задача состоит в выборе очередной БА из числа работоспособной.

Для текущего состояния  $S_k$  каждая работоспособная и не включённая в конфигурацию  $\vec{u}^k$   $j$ -я БА, характеризуется структурной значимостью (формула (2.7) из главы 2)

$$\xi_j(\vec{u}^k) = \Xi_j(u_1^k P_1, \dots, u_n^k P_n, \bar{u}_1^k Q_1, \dots, \bar{u}_n^k Q_n) \Big|_{P_i=0.5, Q_i=0.5, i=1, \dots, n}, \text{ где } \xi_j$$

отражает суммарный вклад данного элемента в структурную надежность для контура управления угловым движением КА с учетом уже включенных элементов.

В зависимости от правила выбора конкретной БА для включения в рабочую конфигурацию задача математического программирования решается двумя алгоритмами. Это «жадный» алгоритм, для которого на каждом шаге выбирается элемент (БА) с максимальной структурной значимостью [74], и алгоритм случайного направленного поиска, где выбор осуществляется случайно, но вероятнее для элемента с большей значимостью.

### 3.3.2 «Жадный» алгоритм

На каждой  $k$ -й итерации выбор «восстанавливаемого» элемента среди работоспособных БА осуществляется по следующему правилу:

$$\xi_{j_k} = \max\{\xi_j(\vec{u}^k) \mid u_j^k = 0, x_j - \text{работоспособное}, j = 1, \dots, n\},$$

то есть выбирается элемент с максимальной значимостью. Не умоляя общности, можно считать, что для неработоспособной БА значимость элемента равна нулю.

Предложенный алгоритм состоит из следующих шагов:

**Шаг 0.** Исходное состояние.  $k = 0, \vec{u}^k = \vec{0}$ .

**Шаг 1.** Список значимости для «восстанавливаемых» и исправных элементов структуры. Формируем полином  $\mathcal{R}_{k+1}(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) = \mathcal{R}(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) |_{P_i=1, Q_i=0, \text{если } u_i^k=1 \ i=1, \dots, n}$  из исходного полинома характеризующего работу СУД  $\mathcal{R}_k(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n)$ . Вычисляем значимости для работоспособных элементов  $\{\xi_j(\vec{u}^k) | u_j^k = 0, x_j - \text{работоспособное}, j = 1, \dots, n\}$ , соответствующих нулевым позициям в векторе  $\vec{u}^k$ . Значимости элементов вычисляются с использованием полинома  $\mathcal{R}_{k+1}$ .

**Шаг 2.** Выбор «восстанавливаемого» элемента.

$$\xi_{j_k} = \max\{\xi_j(\vec{u}^k) | u_j^k = 0, x_j - \text{работоспособное}, j = 1, \dots, n\}$$

**Шаг 3.** Формируем вектор рабочей конфигурации БА.  $k ::= +1, \vec{u}^k = \vec{u}^{k-1} \oplus \vec{e}_{j_{k-1}}^k$ , где  $\vec{e}_{j_{k-1}}^k = (0_1, \dots, 1_{j_{k-1}}, \dots, 0_n)$ .

**Шаг 4.** Анализ работоспособности для конфигурации  $\vec{u}^k$ . Если  $Z_0(\vec{u}^k) = 0$ , то переход на шаг 1. Иначе если  $Z_0(\vec{u}^k) > 0$ , переход на шаг 5.

**Шаг 5.** Формирование вектора рабочей конфигурации. Сохраняем вектор рабочей конфигурации БА  $\vec{u}^* = \vec{u}^k$ , выход из алгоритма.

Далее в п. 3.3.4 будут рассмотрены дополнительные шаги к вышеизложенному алгоритму, которые позволят сформировать множество альтернатив и осуществить проверку ограничений по энергопотреблению.

### 3.3.3 Алгоритм случайного направленного поиска

При построении рабочей конфигурации алгоритмом случайного направленного поиска, каждый «восстанавливаемый» элемент выбирается следующим образом. Для вектора рабочей конфигурации БА  $\vec{u}^k$  сформируем список значимостей  $\{\xi_1, \dots, \xi_j, \dots, \xi_l\} = \{\xi_j(\vec{u}^k) | u_j^k = 0, x_j - \text{работоспособное}, j = 1, \dots, n\}$  причём  $\xi_j \in [0, 1]$ . Для осуществления поиска интервал  $[0, 1]$  разбивается на подынтервалы так, что координаты концов подынтервалов образуют последовательность

$0, \omega_1 = b_1, \omega_2 = \omega_1 + b_2, \dots, \omega_l = \omega_{l-1} + b_l$ , где  $b_j = \frac{\xi_j}{\Lambda}$ ,  $\Lambda = \sum_{j=1}^l \xi_j$ .

Здесь, чем меньше значимость элемента  $\xi_j$  в структурном построении, тем меньше длина подынтервала  $[\omega_{j-1}, \omega_j]$  отводится этому элементу, т.е. меньшим подынтервалом «поощряется»  $j$ -й элемент.

Для случайного выбора включаемого элемента генерируется случайное число  $\zeta$ , распределённое по равномерному закону на интервале  $[0,1]$ , которое попадает в некоторый подынтервал  $[\omega_{j'-1}, \omega_{j'}]$  и тем самым определяет выбор «восстанавливаемого» элемента. Таким образом, в соответствии с построенной вероятностной гипотезой организуется поиск глобального экстремума, причём в окрестности глобального экстремума плотность случайно выбираемых траекторий «восстановления» будет наибольшей.

Данный алгоритм реализуется в следующем виде:

**Шаг 0.** Начальные условия для алгоритма. Задаём число статистических испытаний  $M$ ,  $m=0$  – число полученных альтернативных конфигураций БА.

**Шаг 1.** Исходное состояние, начало очередного испытания.  $k = 0, \vec{u}^k = \vec{0}$ .

**Шаг 2.** Список значимости для «восстанавливаемых» и исправных элементов структуры. Формируем полином  $\mathcal{R}_k(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) = \mathcal{R}(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n) |_{P_i=1, Q_i=0, \text{если } u_i^k=1 \ i=1, \dots, n}$  из исходного полинома характеризующего работу СУД  $\mathcal{R}(P_1, \dots, P_n, Q_1, \dots, Q_n)$ . Вычисляем значимости для работоспособных элементов  $\{\xi_j(\vec{u}^k) | u_j^k = 0, x_j - \text{работоспособное}, j = 1, \dots, n\}$ , соответствующих нулевым позициям в векторе  $\vec{u}^k$ . Значимости элементов вычисляются с использованием полинома  $\mathcal{R}_k$ .

**Шаг 3.** Случайный выбор «восстанавливаемого» элемента. В соответствии со списком значимостей элементов структуры формируем подынтервалы  $[\omega_{j'-1}, \omega_{j'}]$  на интервале  $[0;1]$ ; генерируется случайное число  $\zeta$ . Выбираем  $\xi_{j'}$ , исходя из  $\zeta \in [\omega_{j'-1}, \omega_{j'}]$ .

**Шаг 4.** Формируем вектор рабочей конфигурации БА.  $k ::= +1$ ,  $\vec{u}^k = \vec{u}^{k-1} \oplus \vec{e}_{j'}^k$ , где  $\vec{e}_{j'}^k = (0_1, \dots, 1_{j'}, \dots, 0_n)$ ,

**Шаг 5.** Анализ работоспособности для вектора конфигурации  $\vec{u}^k$ .

Если  $Z_0(\vec{u}^k) = 0$ , то переход на шаг 2.

Если  $Z_0(\vec{u}^k) > 0$ , тогда сохраняем рабочую конфигурацию  $\vec{u}_m^* = \vec{u}^k$   $M ::= -1$  и  $m ::= +1$ . При этом если  $M < 0$ , тогда выход из алгоритма, иначе переход на шаг 1.

В результате проведения заданных  $M$  испытаний получим множество альтернатив, состоящее из  $m$  элементов. Из данного множества выберем альтернативы удовлетворяющие ограничению на энергопотребление  $Z_1(\vec{u}) \leq Z_{KA}$ .

### 3.3.4 Комбинированный алгоритм

Чтобы сформировать множество альтернатив по аналогии с алгоритма случайного направленного поиска для «жадного» алгоритма необходимо провести серию испытаний, где при каждом последующем испытании возможно построение новой рабочей конфигурации БА. Так как в контур управления угловым движением КА входят элементы, имеющие одинаковое значение структурной значимости (т.е. эквивалентные с точки зрения структурного построения), то процессе итерационного формирования вектора конфигурации  $\vec{u}$  возникает неоднозначность в выборе элемента с максимальной значимостью (структура может иметь несколько таких элементов). В результате выбор элемента можно осуществлять случайным образом.

Тем самым, предлагается комбинировать ранее рассмотренные алгоритмы. Пошаговая реализация комбинированного алгоритма будет являться модификацией предыдущего алгоритма (рассмотренного в 3.3.2) за счёт изменения **Шага 2** на **Шаг 2а** и **Шаг 2б**:

**Шаг 2а.** Выбор «восстанавливаемого» элемента. Выбираем элементы с максимальной значимостью

$\xi_{jk} = \max\{\xi_j(\vec{u}^k) | u_j^k = 0, x_j - \text{работоспособное}, j = 1, \dots, n\}$   
 –  $\{\xi_1, \dots, \xi_{mx}\}$  ( $mx$  – количество элементов с максимальной значимостью).

**Шаг 2б.** Выбор единственного элемента.

Если  $mx > 1$ , то элемент  $\xi_j$ , выбирается случайным образом.

По завершению алгоритма формируем множество альтернатив, из которого выбираются альтернативы удовлетворяющие ограничению  $Z_1(\vec{u}) \leq Z_{KA}$ .

## Выводы

В заключение можно сделать следующие выводы:

1. Рассмотрены алгоритмы стандартной реконфигурации СУД КА. Выявлены основные их недостатки, к которым, в первую очередь, следует отнести отсутствие учёта состояния и расхода бортового ресурса КА при реализации заданного режима ориентации.

2. Проведён анализ процесса реконфигурации СУД КА. Были выделены три типа управления структурной динамикой на борту КА в зависимости от роли НКУ: проведение реконфигурации СУД по командам с НКУ, частичное задействование НКУ для реконфигурации СУД, автоматическая реконфигурация СУД проводимая при помощи собственных вычислительных средств БКУ. Наиболее предпочтительной с точки зрения автономного функционирования КА является автоматическая реконфигурация СУД.

3. Предложена методика проведения структурно-функциональной реконфигурации СУД, осуществляемая в автоматическом режиме на борту КА. На основе рассмотренной в параграфе 2.3 задачи осуществляется выбор рабочей конфигурации БА для текущего режима ориентации КА. С помощью данной методики при проведении структурно-функциональной реконфигурации СУД учитываются ресурсные ограничения на борту КА и осуществляется оперативное перераспределение функций между БА, что не всегда удаётся даже при «ручном» управлении.

4. Для решения задачи выбора рабочей конфигурации БА разработаны соответствующие алгоритмы на основе бионического подхода с применением «жадного» алгоритма и алгоритма случайного направленного поиска. Рассмотренные ранее в главе 2 (ОЛВМ) показатели оценки структурной надёжности системы и значимости элементов системы в структурном построении играют важную роль в разработанных алгоритмах. На основе данных показателей формируется множество конфигураций БА обеспечивающих работоспособность СУД.

## **Глава 4 Разработка и исследование прототипа программного комплекса моделирования реконфигурации системы управления движением космического аппарата**

### **4.1 Структурно-логическая схема проводимых исследований прототипа программного комплекса**

Одними из наиболее эффективных методов исследования сложных систем и процессов являются методы имитационного и комплексного моделирования. В связи с чем, в рамках данной диссертационной работы разработан прототип аналитико-имитационного ПК моделирования реконфигурации СУД КА – «Реконфигурация».

Данный ПК предназначен для решения задач автоматизированного анализа, оценивания и прогнозирования эффективности функционирования КА на основе применения моделей и алгоритмов реконфигурации СУД КА, разработанных в главах 2 и 3. В качестве основных показателей эффективности функционирования КА будем использовать:

- 1) количество проведённых сеансов целевой аппаратуры КА;
- 2) время работы КА по целевому назначению;
- 3) время работы КА по передаче информации на наземные средства;
- 4) объём переданной информации на наземные средства.

Также будут оцениваться значения комплексных показателей надёжности функционирования КА: коэффициент технического использования и коэффициент сохранения эффективности.

На рисунке 4.1 представлена структурно-логическая схема проведения моделирования с помощью прототипа ПК «Реконфигурация».

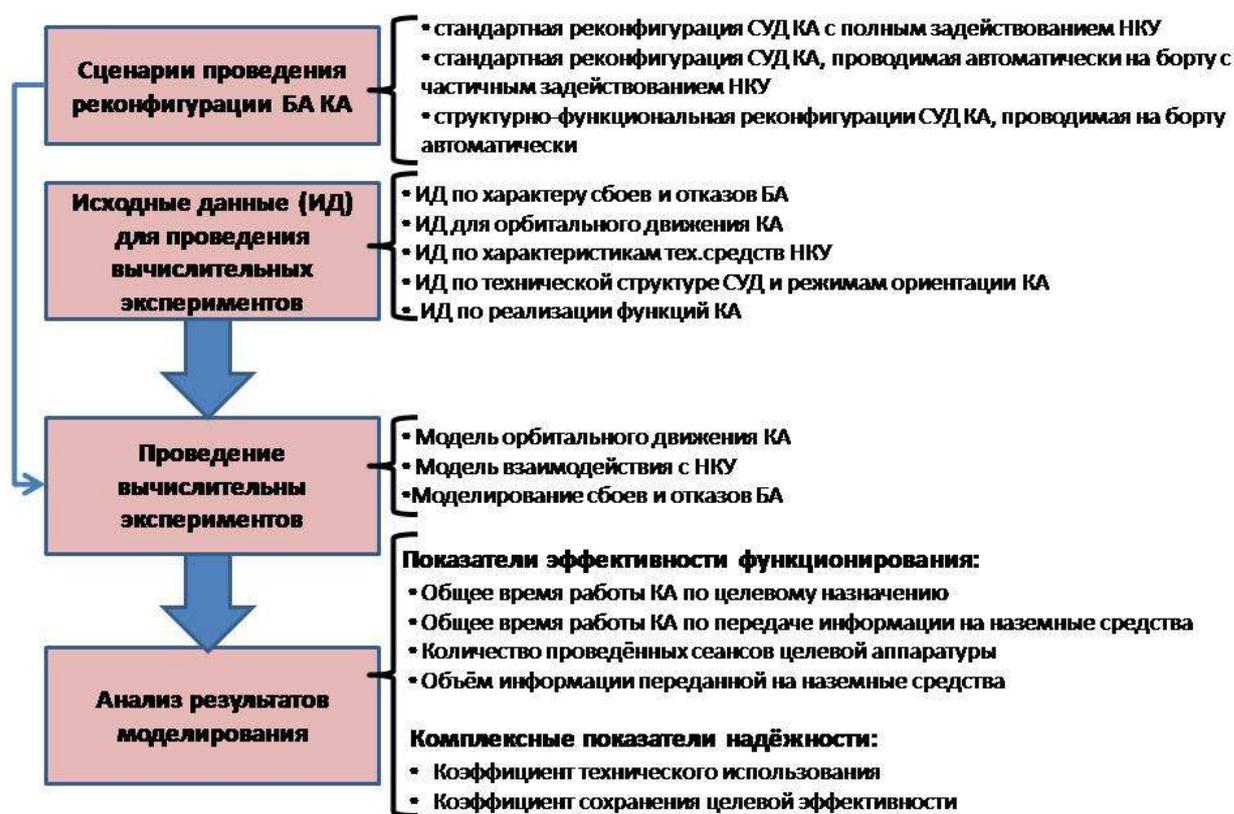


Рисунок 4.1 Структурно-логическая схема проведения моделирования

Для моделирования функционирования КА с учётом структурной динамики, необходимо задать исходные данные, которые можно условно разделить на три группы. Исходные данные первой группы характеризуют начальное состояние КА и характеристики БА:

- запас бортового ресурса КА (допустимое энергопотребление, временной ресурс БА);
- начальный режим функционирования КА и начальная рабочая конфигурация БА.
- статистические характеристики для моделирования сбоев.

Ко второй группе относятся исходные данные, связанные с порядком функционирования КА:

- характеристики взаимодействия КА и ТСр ОКИК: географическое положение ТСр, предельная дальность связи ТСр с КА и их минимальный угол места, режимы ориентации, при которых осуществляется связь КА с

НКУ для передачи целевой информации и получение с НКУ команд управления;

- условия проведения сеансов целевой аппаратуры;
- описание логики функционирования СУД (схем ориентации и стабилизации).

К третьей группе относятся начальные условия по орбитальному движению КА.

Для одинаковых начальных условий проводится ряд экспериментов для различных вариантов реконфигурации СУД (см. глава 3):

- стандартная реконфигурация с полным задействованием НКУ;
- стандартная реконфигурация, проводимая автоматически на борту КА (с задействованием НКУ для вывода КА из НП);
- структурно-функциональная реконфигурация, проводимая автоматически на борту КА (с задействованием НКУ для вывода КА из НП).

Анализ результатов моделирования заключается в оценке показателей эффективности функционирования КА и его технического состояния. Анализируемая информация представлена в виде графиков:

- количества сеансов целевой аппаратуры и объёма переданной на наземные средства информации;
- режимов ориентации КА;
- состояния БА (текущая рабочая конфигурация и работоспособность БА).

После анализа результатов моделирования проводится серия дополнительных экспериментов с изменёнными исходными данными в части временных характеристик БА. Приводятся сравнительные таблицы, отражающие влияние характеристик отдельных структурных элементов (БА) СУД на эффективность функционирования КА в целом.

## 4.2 Комплекс моделей функционирования космического аппарата

Комплекс моделей функционирования КА состоит из следующих имитационных моделей:

- модель орбитального движения КА;
- модель информационного взаимодействия КА с наземными средствами НКУ (передача массивов целевой информации и телеметрии, приём управляющих команд и программ);
- модель работы бортовой аппаратуры КА (моделирование сбоев и отказов, расхода временного ресурса БА, режимов ориентации, работы КА по целевому назначению).

Далее приведем описание указанных моделей и представим используемые исходные данные (ИД) для моделирования процесса функционирования КА.

### 4.2.1 Модель орбитального движения космического аппарата

Точность описания движения КА на орбите зависит от степени учёта влияния гравитационных аномалий. Геопотенциал обычно рассматривается в виде [58]:

$$U_G = U_0 + U_{an}, \quad (4.1)$$

где  $U_0$  – потенциал Земли, рассматриваемый как центральное тело;  $U_{an}$  – аномалии геопотенциала, определяющие отличие реального геоида от центрального тела.

Для рассматриваемой задачи реконфигурации СУД КА достаточно будет пользоваться приближением  $U_G = U_0$ , откуда имеем, что дифференциальное уравнение движения КА в общем виде выражается формулой:

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} \bar{r}, \quad (4.2)$$

где  $\mu$  – произведение гравитационной постоянной на массу Земли ( $\mu = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ );  $r$  – расстояние от КА как материальной точки до центра Земли. В геоцентрической инерциальной системе координат дифференциальные уравнения запишутся следующим образом:

$$\frac{d^2 X_u}{dt^2} = -\mu \frac{X_u}{r^3}, \quad \frac{d^2 Y_u}{dt^2} = -\mu \frac{Y_u}{r^3}, \quad \frac{d^2 Z_u}{dt^2} = -\mu \frac{Z_u}{r^3}, \quad (4.3)$$

где  $X_u, Y_u, Z_u$  – координаты КА в ИСК.

Для численного интегрирования система второго порядка приводится к системе дифференциальных уравнений первого порядка введением дополнительных функций. Пусть  $Y_1 = X_u, Y_3 = Y_u, Y_5 = Z_u$ , тогда система дифференциальных уравнений можно записать в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dY_1}{dt} = Y_2; \\ \frac{dY_3}{dt} = Y_4; \\ \frac{dY_5}{dt} = Y_6; \\ \frac{dY_2}{dt} = -\mu \frac{Y_1}{r^3}; \\ \frac{dY_4}{dt} = -\mu \frac{Y_3}{r^3}; \\ \frac{dY_6}{dt} = -\mu \frac{Y_5}{r^3}; \end{array} \right. \quad (4.4)$$

где  $r = \sqrt{Y_1^2 + Y_3^2 + Y_5^2}$ .

Систему дифференциальных уравнений можно представить в векторном виде:

$$\frac{d\bar{Y}}{dt} = \bar{f}(t, \bar{Y}).$$

Согласно методу Рунге-Кутты 4-го порядка последовательные значения искомой функции  $\bar{Y} = \bar{f}(t, \bar{Y})$  на  $(k+1)$  шаге определяются по формуле:

$$\bar{Y}_{k+1} = \bar{Y}_k + \Delta \bar{Y}_k, \quad (4.5)$$

где  $\Delta Y_k = \frac{1}{6}(K_1^{(k)} + 2K_2^{(k)} + 2K_3^{(k)} + K_4^{(k)})$ . Коэффициенты

$K_1^{(k)}, 2K_2^{(k)}, 2K_3^{(k)}, K_4^{(k)}$  находятся из выражений:

$$K_1^{(k)} = \Delta t_u \bar{f}(t_k, \bar{Y}_k);$$

$$K_2^{(k)} = \Delta t_u \bar{f} \left( t_k + \frac{\Delta t_u}{2}, \bar{Y}_k + \frac{K_1^{(k)}}{2} \right);$$

$$K_3^{(k)} = \Delta t_u \bar{f} \left( t_k + \frac{\Delta t_u}{2}, \bar{Y}_k + \frac{K_2^{(k)}}{2} \right);$$

$$K_4^{(k)} = \Delta t_u \bar{f} \left( t_k + \Delta t_u, \bar{Y}_k + K_3^{(k)} \right);$$

где  $\Delta t_u$  – шаг интегрирования, выбранный для конкретной задачи. Далее, приняв  $t_{k+1}, \bar{Y}_{k+1}$  за исходные данные, вычисления приращения вектор-функции повторяются. Таким образом, с помощью данных уравнений мы можем находить баллистический вектор состояния КА на каждый момент времени, что необходимо для оценки зон радиовидимости.

#### 4.2.2 Модель информационного взаимодействия космического аппарата

Моделирование взаимодействия КА с наземными техническими средствами НКУ будет осуществляться исходя из следующих соображений. Имея географические координаты отдельного командно-измерительного комплекса (ОКИК) НКУ ( $\varphi$  – широта и  $\lambda$  – долгота), можно найти радиус-вектор ОКИК в Гринвичской системе координат (ГСК)  $\vec{r}_{\text{ГСК}}^{\text{ОКИК}} = (X_{\text{Г}}^0, Y_{\text{Г}}^0, Z_{\text{Г}}^0)$ :

$$X_{\text{Г}}^0 = R_3 \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda), Y_{\text{Г}}^0 = R_3 \cdot \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda), Z_{\text{Г}}^0 = R_3 \cdot \sin(\lambda),$$

где  $R_3$  – радиус Земли. Радиус-вектор КА в ГСК можно выразить как  $\vec{r}_{\text{ГСК}}^{\text{ка}} = M_{\text{ГСК}}^{\text{ИСК}} \times \vec{r}_{\text{ИСК}}^{\text{ка}}$ , где  $M_{\text{ГСК}}^{\text{ИСК}}$  – матрица перевода координат из ИСК в ГСК,  $\vec{r}_{\text{ИСК}}^{\text{ка}}(t) = (X_{\text{и}}(t), Y_{\text{и}}(t), Z_{\text{и}}(t))$  – радиус-вектор в ИСК, который вычисляется в модели орбитального движения на каждый момент времени. Данные вектора необходимы для нахождения текущей дальности от ОКИК до КА  $D_{\tau}$ , а также угол места  $A_{\tau}$  (угол между плоскостью горизонта и радиус-вектором от ОКИК до КА). Зададим в исходных данных ограничения на вхождения КА в связь с техническими средствами НКУ (исходные данные по характеристикам технических средств НКУ): дальность  $\mathbb{D}_{\text{max}}$  и

минимальный угол места  $A_{min}$ . Радиус-вектор от ОКИК до КА находим для ГСК:

$$\vec{r}_{ГСК}^{ОКИККА}(t) = M_{ГСК}^{ИСК} \times \vec{r}_{ИСК}^{КА}(t) - \vec{r}_{ГСК}^{ОКИК}. \quad (4.6)$$

Текущее значение дальности от ОКИК до КА и угла места будем находить как:

- модуль радиус-вектора от ОКИК до КА:  $D(t) = |\vec{r}_{ГСК}^{ОКИККА}(t)|$ ;
- угол с плоскостью горизонта и радиус-вектором от ОКИК до КА:

$$A(t) = \frac{\pi}{2} - \arccos\left(\frac{\vec{r}_{ГСК}^{ОКИККА}(t) \cdot \vec{r}_{ГСК}^{ОКИК}(t)}{|\vec{r}_{ГСК}^{ОКИККА}(t)| \cdot |\vec{r}_{ГСК}^{ОКИК}(t)|}\right). \quad (4.7)$$

Тогда при соблюдении условий  $D(t) < D_{max}$  и  $A(t) > A_{min}$  КА сможет выйти на связь с техническими средствами заданного ОКИК для получения команд на реконфигурацию, а также передачи сохранённой информации.

Целевое применение КА будет заключаться в азимутальном наблюдении за всей земной поверхностью. При этом работа целевой аппаратуры будет разбита на участки фиксированной временной длины  $T_{СЦА}$ . Максимальное время работы целевой аппаратуры, связано с организацией целевого функционирования КА, перерывы в работе целевой аппаратуры связаны с отсутствием штатной ориентации.

На борту КА имеется специальное запоминающее устройство, в котором сохраняется полученная целевая информация. Пакет данных, формируемый для одного сеанса, объёмом  $V_{СЦА}$  записывается целиком в специальное запоминающее устройство и также по пакетам пересылается на средства НКУ. Скорость канала передачи целевой информации  $h_{СЦА}$ , объём пакета данных сеанса  $V_{СЦА}$ , длина временного интервала  $T_{СЦА}$  задаются как исходные данные в ПК для моделирования работы КА по целевому назначению.

### 4.2.3 Имитационная модель работы бортовой аппаратуры

Рабочая конфигурация БА СУД описывается вектором рабочей конфигурации  $\vec{u}(t) = (u(t), \dots, u_i(t), \dots, u_n(t))$ , где  $t$  - это модельное время.

Изменение вектора  $\vec{u}(t)$  может происходить вследствие проведения реконфигурации СУД. Примем допущение, что идентификация неисправной БА происходит автоматически. Для каждого  $i$ -й БА будет задаваться время сбоя и время восстановления после сбоя:

$$t_i^{cб} = T_{cp}^i + \tau_{cб}^i \cdot \xi_1,$$

$$t_i^{восм} = t_i^{cб} + t_{восм}^i \cdot \xi_2,$$

где  $T_{cp}^i, \tau_{cб}^i, t_{восм}^i$  – средняя наработка между отказами  $i$ -й БА, средняя остаточная наработка на отказ  $i$ -й БА, среднее время до восстановления  $i$ -й БА соответственно,  $\xi_1, \xi_2$  – случайные значения распределённые по нормальному закону. Тогда на компоненты вектора рабочей конфигурации  $\vec{u}(t)$  с помощью имитационной модели накладываются ограничения:

$$u_i(t) = 0, \quad t > t_i^{cб} \text{ и } t < t_i^{восм}, \quad (4.8)$$

То есть в промежуток времени  $t > t_i^{cб}$  и  $t < t_i^{восм}$  невозможно включить  $i$ -ю БА в состав рабочей конфигурации СУД.

Нумерация элементов вектора  $\vec{u}(t)$  определена следующим образом:

1. Оптический звёздный датчик (ОЗД) №1
2. ОЗД №2
3. ОЗД №3
4. ОЗД №4
5. Прибор ориентации по Земле (ПОЗ) №1
6. ПОЗ №2
7. Волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) №1 прибора измеритель угловой скорости (ИУС) №1
8. ВОГ №2 прибора ИУС №1
9. ВОГ №3 прибора ИУС №1
10. ВОГ №4 прибора ИУС №1
11. ВОГ №1 прибора ИУС №2
12. ВОГ №2 прибора ИУС №2
13. ВОГ №3 прибора ИУС №2

14. ВОГ №4 прибора ИУС №2
15. Электромагнит (ЭМ) №1 системы сброса кинетического момента (ССКМ)
16. ЭМ №2 ССКМ
17. ЭМ №3 ССКМ
18. Двигатель-маховик (ДМ) №1
19. ДМ №2
20. ДМ №3
21. ДМ №4
22. Блок №1 жидкостных ракетных двигателей (ЖРД)
23. Блок №2 ЖРД
24. Блок №3 ЖРД

После возникновения нештатной ситуации, работоспособность СУД определяется из условия:

$$f_{СУД}(\vec{x}) = f_{ЧЭ}(\vec{x}) \cdot f_{ИО}(\vec{x}) = f_{ЧЭ}(x_1, \dots, x_{14}) \cdot f_{ИО}(x_{15}, \dots, x_{24}) = 1, \quad (4.9)$$

где  $f_{СУД}$ ,  $f_{ИО}$ ,  $f_{ЧЭ}$  – логические функции работоспособности СУД: подсистемы ЧЭ, подсистемы ИО. Подробно логические функции  $f_{ИО}$ ,  $f_{ЧЭ}$  для каждого режима ориентации КА описаны в п. 2.3.2 и 2.3.3.

Если суммарная наработка некоторой  $i$ -й БА в процессе моделирования превысила заданное (в ИД) значение его временного ресурса, тогда БА считается отказавшей, то есть не подлежащей восстановлению. Временной ресурс  $i$ -й БА будем обозначать  $T_0^i$ . Значения  $T_{ср}^i$ ,  $\tau_{сб}^i$ ,  $t_{восст}^i$ ,  $T_0^i$  для БА задаётся в первой группе ИД.

Энергопотребление на борту КА зависит от состава рабочей конфигурации БА. Каждая БА из состава рабочей конфигурации обладает своими характеристиками по энергопотреблению. Для ИУС, имеющего несколько измерительных каналов ВОГ, работающих комбинированно, энергопотребление определяется с учётом блока электроники прибора, отвечающего за обмен с БВС, и количества включенных ВОГ. Суммарное энергопотребление ИУС рассчитывается как сумма энергопотребления

работающих ВОГ и блока электроники, отвечающего за информационный обмен с данными ВОГ.

#### 4.2.4 Исходные данные для проведения моделирования

Для проведения вычислительных экспериментов с применением разработанного ПК «Реконфигурация» необходимо задать следующие ИД:

- 1) начальная рабочая конфигурация БА, то есть задаётся вектор  $\vec{u}(0)$ ;
- 2) структура СУД для каждого режима ориентации КА в виде логических функций и/или полиномов структурной надёжности;
- 3) бортовой ресурс КА в целом (по энергопотреблению) и временной ресурс БА  $T_0^i$ ;
- 4) статистические характеристики сбоев БА  $T_{cp}^i, \tau_{сб}^i, t_{восм}^i$ ;
- 5) географическое положение ( $\varphi$  и  $\lambda$ ) для каждого ОКИК, участвующего в управлении и информационном взаимодействии с КА;
- 6) характеристики ТСр ОКИК (допустимая дальность связи  $D_{max}$  и угол места  $A_{min}$ );
- 7) орбита и начальное положение КА (высота апогея  $h_a$  и перигея  $h_p$ , наклонение орбиты  $i$ , долгота восходящего узла  $\Omega$ , аргумент перицентра  $\omega_p$ , истинная аномалия  $\vartheta_k$ );
- 8) параметры целевого функционирования (время сеанса целевой аппаратуры  $T_{сца}$ , объём данных, записываемых в ЗУ на борту за один сеанс  $V_{сца}$ , скорость канала передачи целевой информации  $h_{сца}$ , объём ЗУ на борту КА  $V_{ка}$ ).

#### 4.3 Прототип программного комплекса «Реконфигурация»

Комплекс моделей может рассматриваться как программный образ концептуальной модели, определённый на одном из высокоуровневых объектно-ориентированных языков программирования. Для вышеназванной концептуальной модели был выбран объектно-ориентированный язык

программирования C++. Графический интерфейс прототипа разрабатывался в интегрированной среде программирования Borland C++ Builder [3]. На этапе проектирования прототипа ПК «Реконфигурация» была предложена следующая структура комплексной модели функционирования КА (рисунок 4.2).

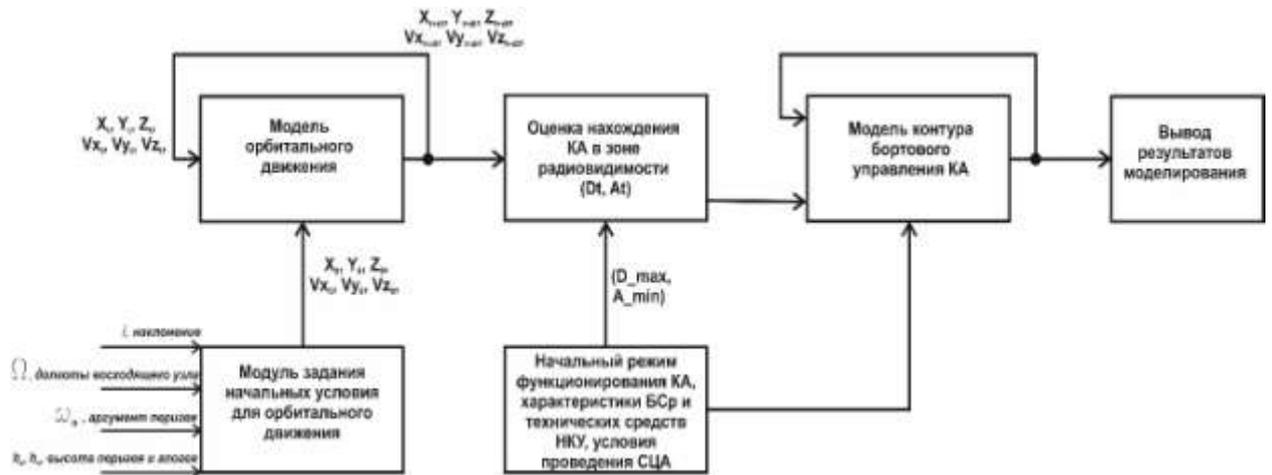


Рисунок 4.2 Структура комплексной модели функционирования КА

В соответствии с предложенной структурой комплексной модели, прототип ПК «Реконфигурация» включает следующие программные модули:

а) Модуль Баллистика (*Ballistica.cpp*) содержит соответствующий класс ***Ballistica***, выполняющий функции:

- расчёт признака вхождения КА в зону радиовидимости технического средства ОКИК НКУ;
- расчёт текущего вектора состояния КА в ИСК и ГСК;
- расчёт трассы КА;

б) Модуль БКУ (*BKU.cpp*) содержит два класса – бортовая аппаратура (***BoardDevice***) и бортовой комплекс управления (***BoardSystemControl***), которые выполняют следующие функции:

- моделирование работы БА КА (с учётом энергопотребления, среднего времени бессбойной работы, среднего полуинтервала сбоя, среднего времени восстановления БА);
- моделирование структурной динамики СУД КА;
- переключение режимов ориентации КА;



#### 4.4 Иллюстрация алгоритмов выбора рабочей конфигурации бортовой аппаратуры

Продemonстрируем работу алгоритмов выбора рабочей конфигурации БА на примере системы, состоящей из семи элементов.

Структура системы представляет два блока: по четыре и по три элемента. Работоспособность всей системы – это работоспособность двух блоков. Условия работоспособности первого блока – работоспособны не менее двух любых элементов из четырёх, работоспособность второго блока – работоспособны не менее двух любых элементов из трёх. Работоспособность рассматриваемой системы можно записать в виде логической функции:

$$f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7) = (x_1x_2 \vee x_1x_3 \vee x_1x_4 \vee x_2x_3 \vee x_2x_4 \vee x_3x_4) \cdot (x_5x_6 \vee x_5x_7 \vee x_6x_7),$$

которую преобразуем в вероятностный полином:

$$\mathcal{R}\{f = 1\} = (P_1P_2 + P_1Q_2P_3 + P_1Q_2Q_3P_4 + Q_1P_2P_3 + Q_1P_2Q_3P_4 + Q_1Q_2P_3P_4) \cdot (P_5P_6Q_7 + P_5Q_6P_7 + P_6P_7) \quad (4.9)$$

Каждый элемент (БА) имеет ряд атрибутов:

- время безотказной работы  $T_i$ ;
- отработанное время  $\tau_i(t_m)$ ;
- энергопотребление  $\omega_i$ .

Исходные данные заданы в виде таблицы 4.1.

Таблица 4.1 – Время безотказной работы и энергопотребление БА

	БА №1	БА №2	БА №3	БА №4	БА №5	БА №6	БА №7
$T_i$ , час	800	600	500	900	1100	500	1300
$\omega_i$ , Вт	25	21	20	27	25	19	25

Атрибут  $\tau_i(t_m)$  зависит от модельного времени  $t_m$  и характеризует время, которое БА находилось во включённом состоянии.

Введём ограничение по суммарному энергопотреблению для включаемых в структуру элементов - 97 Вт. Тогда задача математического программирования будет представлена следующим образом:

$$\frac{\sum_{i=1}^7 \frac{T_i - \tau_i \cdot u_i}{T_i}}{\sum_{i=1}^7 u_i} \rightarrow \max, \quad (4.10)$$

$$Z_0(\vec{u}) > 0, \quad (4.11)$$

$$\sum_{i=1}^7 \omega_i \cdot u_i \leq 97 \quad (4.12)$$

где  $Z_0(\vec{u})$  – оценка структурной надёжности системы, вычисляемая по формуле:  $Z_0(\vec{u}) = \mathcal{R}(u_1 P_1, \dots, u_n P_n, \bar{u}_1 Q_1, \dots, \bar{u}_n Q_n) |_{P_i=0.5, Q_i=0.5, i=1, \dots, n}$ .

Допустим, что причиной возникновения нештатной ситуации стал отказ БА №6 в момент времени  $t_1 = 501$  ч. При этом изначально в конфигурацию БА были включены: №1, №2, №5, №6. Для такой конфигурации

$\vec{u}(0) = \{u_1 = 1, u_2 = 1, u_3 = 0, u_4 = 0, u_5 = 1, u_6 = 1, u_7 = 0\}$  и структурная надёжность для такой конфигурации:  $Z_0(\vec{u}(0)) = (P_1 P_2) \cdot (P_5 P_6) |_{P_i=0.5} = 0.0625$ .

Из-за отказа БА №6 система не является работоспособной ( $Z_0(\vec{u}(t_1)) = 0.0$ ). Таким образом, возникает необходимость проведения реконфигурации в целях восстановления работоспособности системы. С учётом того, что продолжительность работы БА №6 превышает гарантированное время безотказной работы  $T_6$ , будем считать его отказ фатальным, а БА не подлежащим восстановлению. На момент времени  $t = 501$  ч. целевая функция  $C(\vec{u})$  принимает вид:

$$C(\vec{u}) = \frac{\frac{800-501}{800}u_1 + \frac{600-501}{600}u_2 + \frac{500}{500}u_3 + \frac{900}{900}u_4 + \frac{1100-501}{1100}u_5 + \frac{1300}{1300}u_7}{u_1 + u_2 + u_3 + u_4 + u_5 + u_7} =$$

$$\frac{0.37375 \cdot u_1 + 0.165 \cdot u_2 + u_3 + u_4 + 0.545 \cdot u_5 + u_7}{u_1 + u_2 + u_3 + u_4 + u_5 + u_7},$$

ограничения по энергопотреблению:

$$25 \cdot u_1 + 21 \cdot u_2 + 20 \cdot u_3 + 27 \cdot u_4 + 25 \cdot u_5 + 25 \cdot u_7 \leq 97.$$

вероятностный полином при условии фатального отказа БА №6:

$$\mathcal{R}\{f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, 0_6, x_7)\} = 1\} = (P_1P_2 + P_1Q_2P_3 + P_1Q_2Q_3P_4 + Q_1P_2P_3 + Q_1P_2Q_3P_4 + Q_1Q_2P_3P_4) \cdot P_5P_7.$$

Рассмотрим алгоритмы, предложенные в 3.3.3, 3.3.4 для следующей задачи математического программирования:

$$\frac{0.37375 \cdot u_1 + 0.165 \cdot u_2 + u_3 + u_4 + 0.545 \cdot u_5 + u_7}{u_1 + u_2 + u_3 + u_4 + u_5 + u_7} \rightarrow \max,$$

$$25 \cdot u_1 + 21 \cdot u_2 + 20 \cdot u_3 + 27 \cdot u_4 + 25 \cdot u_5 + 25 \cdot u_7 \leq 97,$$

$$Z_0(\vec{u}) = \mathcal{R}(u_1P_1, \dots, u_7P_7, \bar{u}_1Q_1, \dots, \bar{u}_7Q_7) |_{P_i=0.5, Q_i=0.5, i=1, \dots, 7} > 0.$$

### «Жадный» алгоритм

Для упрощения при иллюстрации данного алгоритма в случае неоднозначности выбора элемента с максимальной значимостью будем выбирать первый по порядку элемент. Конфигурация БА не задана. Не работоспособно средство №6, поэтому не учитываем его при построении новой конфигурации.

Итерация №1: вычислим значимость для потенциально работоспособной БА (т.е кроме БА №6), используя полином (4.9) для которого  $P_6 = 0.0$ ,  $Q_6 = 1.0$ :

БА №	1	2	3	4	5	7
$\xi$	0,09375	0,09375	0,09375	0,09375	0,34375	0,34375

Элементы с максимальной значимостью – 5 и 7. Выбираем первый по порядку –  $j = 5$ . Модифицируем вероятностный полином с учётом

$$\vec{u}^1 = (0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 0_5, 0_6, 0_7) \oplus (0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 0_7) =$$

$$(0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 0_7). \text{ Индексы элементов вектора } \vec{u}^1 \text{ соответствуют}$$

$$\text{порядковому номеру БА в системе. } \mathcal{R}_1\{f(x_1, x_2, x_3, x_4, 1_5, 0_6, x_7) = 1\} =$$

$$(P_1P_2 + P_1Q_2P_3 + P_1Q_2Q_3P_4 + Q_1P_2P_3 + Q_1P_2Q_3P_4 + Q_1Q_2P_3P_4) \cdot P_7$$

Итерация №2: вычислим значимость для всех потенциально работоспособных БА, используя полином  $\mathcal{R}_1$ , кроме БА №5:

БА №	1	2	3	4	7
$\xi$	0,1875	0,1875	0,1875	0,1875	0,6875

По тому же принципу выбираем элемент  $-j = 7$ .

$$\vec{u}^2 = (0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 0_7) \oplus (0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 0_5, 0_6, 1_7) = (0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 1_7).$$

Модифицируем ВП:

$$\begin{aligned} \mathcal{R}_2\{f(x_1, x_2, x_3, x_4, 1_5, 0_6, 1_7) = 1\} \\ = P_1P_2 + P_1Q_2P_3 + P_1Q_2Q_3P_4 + Q_1P_2P_3 + Q_1P_2Q_3P_4 + Q_1Q_2P_3P_4 \end{aligned}$$

Итерация №3: вычислим значимость для всех потенциально работоспособных БА, используя полином  $\mathcal{R}_2$ , кроме БА № 5 и 7:

БА №	1	2	3	4
$\xi$	0,375	0,375	0,375	0,375

Все элементы имеют одинаковую значимость, выбираем элемент  $-j = 1$ .

Модифицируем ВП:

$$\mathcal{R}_3\{f(1_1, x_2, x_3, x_4, 1_5, 0_6, 1_7) = 1\} = P_2 + Q_2P_3 + Q_2Q_3P_4$$

Итерация №4: вычислим значимость для всех потенциально работоспособных БА, используя полином  $\mathcal{R}_3$ , кроме БА № 1,5 и 7:

БА №	2	3	4
$\xi$	0,25	0,25	0,25

Выбираем элемент  $-j = 2$ . Так как

$$Z_0(\vec{u}^4) = \mathcal{R}\{f(x_1, x_2, 0_3, 0_4, x_5, 0_6, x_7) = 1\}|_{P_i=0.5, Q_i=0.5} = 0.0625 > 0$$

заканчиваем расчёт. Новая конфигурация состоит из БА № 1,2,5 и 7,  $\vec{u}^4 = \{1_1, 1_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ . Значение целевой функции для такой конфигурации  $C(1_1, 1_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 1_7) = \frac{2.088}{4} = 0.522$ . Данная конфигурация также удовлетворяет ограничению на энергопотребление.

### ***Алгоритм случайного направленного поиска***

Для реализации данного алгоритма примем, что число испытаний  $M=10$ . При этом подробно рассмотрим только одно испытание.

Испытание 1, итерация №1: вычислим значимость для всех потенциально работоспособных БА, используя полином (4.9) с  $P_6 = 0.0$ ,  $Q_6 = 1.0$ :

БА №	1	2	3	4	5	7
$\xi$	0,09375	0,09375	0,09375	0,09375	0,34375	0,34375

Разобьём отрезок  $[0;1]$  на шесть интервалов пропорционально значимости элементов: 0, 0.009, 0.018, 0.27, 0.36, 0.68, 1. Сгенерируем случайное число  $\zeta=0.712$ , это число попадает в последний интервал соответствующий элементу 7. На данной итерации выбираем элемент –  $j = 7$ . Модифицируем вероятностный полином с учётом текущей конфигурации

$$\vec{u}^1 = (0_1, 0_2, 0_3, 0_4, 0_5, 1_7) \quad . \quad \mathcal{R}_1\{f(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, 0_6, 1_7) = 1\} = (P_1P_2 + P_1Q_2P_3 + P_1Q_2Q_3P_4 + Q_1P_2P_3 + Q_1P_2Q_3P_4 + Q_1Q_2P_3P_4) \cdot P_5$$

Испытание 1, итерация №2: вычислим значимость работоспособной БА, кроме №7, используя полином  $\mathcal{R}_1$ :

БА №	1	2	3	4	5
$\xi$	0,1875	0, 1875	0, 1875	0, 1875	0,6875

Аналогично предыдущей итерации – разбиваем интервал  $[0;1]$  на отрезки соответствующие значимости выбираемых элементов: 0, 0.13, 0.26, 0.39, 0.52,

1. При  $\zeta=0.283$  выбираем элемент –  $j = 3$ . Модифицируем вероятностный полином с учётом  $\vec{u}^2 = (0_1, 0_2, 1_3, 0_4, 0_5, 1_7)$ .  $\mathcal{R}_2\{f(x_1, x_2, 1_3, x_4, x_5, 0_6, 1_7) = 1\} = (P_1P_2 + P_1Q_2 + Q_1P_2 + Q_1Q_2P_4) \cdot P_5$

Испытание 1, Итерация №3: вычислим значимость для работоспособной БА, кроме №7 и 3, используя полином  $\mathcal{R}_2$ :

БА №	1	2	4	5
$\xi$	0,125	0, 125	0, 125	0, 875

Разбиваем интервал  $[0;1]$  на отрезки: 0, 0.1, 0.2, 0.3, 1. При  $\zeta=0.556$  выбираем элемент –  $j = 5$ .  $\mathcal{R}_3\{f(x_1, x_2, 1_3, x_4, 1_5, 0_6, 1_7) = 1\} = P_1P_2 + P_1Q_2 + Q_1P_2 + Q_1Q_2P_4$

Испытание 1, Итерация №4: вычислим значимость для работоспособной БА, кроме № 7, 3 и 5, используя полином  $\mathcal{R}_3$ :

БА №	1	2	4
$\xi$	0, 25	0, 25	0, 25

Разбиваем интервал  $[0;1]$  на отрезки: 0, 0.33, 0.66, 1. При  $\xi=0.734$  выбираем элемент  $-j = 4$ .

$$F(\vec{u}^4) = \mathcal{R}\{f(0_1, x_2, x_3, 0_4, x_5, 0_6, x_7) = 1\}_{P_i=0.5, Q_i=0.5} = 0.0625 > 0$$

заканчиваем расчёт для испытания 1. Первая альтернативная рабочая конфигурация состоит из БА № 3,4,5 и 7. Тогда вектор рабочей конфигурации  $\vec{u}_1^* = \vec{u}^4 = \{0_1, 0_2, 1_3, 1_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ .

Аналогично проводим ещё девять испытаний. Результат испытаний представлен в таблице 4.2.

Таблица 4.2 Результат испытаний алгоритма случайного направленного поиска

№	Работа алгоритма	Вектор $\vec{x}_m^*$	Энергопотребление, Вт	Значение целевой функции $C$
1	7→3→5→4	{0 <sub>1</sub> , 0 <sub>2</sub> , 1 <sub>3</sub> , 1 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	97	0.844
2	4→7→5→1	{1 <sub>1</sub> , 0 <sub>2</sub> , 0 <sub>3</sub> , 1 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	102	0.73
3	7→2→5→3	{0 <sub>1</sub> , 1 <sub>2</sub> , 1 <sub>3</sub> , 0 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	91	0.678
4	7→5→3→2	{0 <sub>1</sub> , 1 <sub>2</sub> , 1 <sub>3</sub> , 0 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	91	0.678
5	5→7→3→1	{1 <sub>1</sub> , 0 <sub>2</sub> , 0 <sub>3</sub> , 1 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	95	0.73
6	7→4→5→2	{0 <sub>1</sub> , 1 <sub>2</sub> , 0 <sub>3</sub> , 1 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	98	0.678
7	2→5→3→7	{0 <sub>1</sub> , 1 <sub>2</sub> , 1 <sub>3</sub> , 0 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	91	0.678
8	1→7→4→5	{1 <sub>1</sub> , 0 <sub>2</sub> , 0 <sub>3</sub> , 1 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	102	0.73
9	7→2→5→1	{1 <sub>1</sub> , 1 <sub>2</sub> , 0 <sub>3</sub> , 0 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	96	0.522
10	4→7→5→3	{0 <sub>1</sub> , 0 <sub>2</sub> , 1 <sub>3</sub> , 1 <sub>4</sub> , 1 <sub>5</sub> , 0 <sub>6</sub> , 1 <sub>7</sub> }	97	0.844

Из полученных альтернатив выберем удовлетворяющие ограничению на энергопотребление (до 97 Вт), а также учтём одинаковые варианты. Тогда итоговое множество альтернатив будут состоять из следующих элементов:  $\vec{u}_1^* = \{0_1, 0_2, 1_3, 1_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ , значение целевой функции - 0.844;  $\vec{u}_3^* = \{0_1, 1_2, 1_3, 0_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ , значение целевой функции - 0.678;  $\vec{u}_5^* = \{1_1, 0_2, 0_3, 1_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ , значение целевой функции - 0.73;  $\vec{u}_9^* = \{1_1, 1_2, 0_3, 0_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ , значение целевой функции - 0.522. Альтернатива, доставляющая максимальное значение целевой функции -  $\vec{u}_1^* = \{0_1, 0_2, 1_3, 1_4, 1_5, 0_6, 1_7\}$ . После завершения работы алгоритма в контур будут включены БА № 3,4,5,7.

#### **4.5 Проведение экспериментов с помощью программного комплекса. Оценка эффективности функционирования космического аппарата**

При проведении экспериментов рассматривались следующие сценарии реконфигурации в зависимости от технологии управления КА:

- 1) стандартная реконфигурация с полным задействованием НКУ по однопунктной схеме управления КА;
- 2) стандартная реконфигурация, проводимая автоматически на борту КА (с задействованием НКУ в аварийном режиме) с учётом однопунктной схемы управления КА;
- 3) структурно-функциональная реконфигурация (алгоритм случайного направленного поиска), проводимая автоматически на борту КА (с задействованием НКУ в аварийном режиме) с учётом однопунктной схемы управления КА;
- 4) структурно-функциональная реконфигурация («жадный» алгоритм), проводимая автоматически на борту КА (с задействованием НКУ в аварийном режиме) с учётом однопунктной схемы управления КА.

Исходные данные, приведённые в пунктах с 3) по 8) в 4.2.4, будут задаваться с графической формы ПК «Реконфигурация» в соответствующих полях для ввода. Исходные данные, обозначенные в пунктах 1) и 2) в 4.2.4, задаются в программном коде и не подлежат изменению в пользовательском режиме работы с ПК.

##### **4.5.1 Описание модельных условий функционирования космического аппарата**

Проведение экспериментов осуществляется с учетом следующих условий функционирования КА.

Логические условия работоспособности для технической структуры СУД:

- для основной схемы ориентации:

$$\begin{aligned}
& f_{\text{ОСхО}} \\
& = (x_{\text{ОЗД1}} x_{\text{ОЗД2}} \vee x_{\text{ОЗД1}} x_{\text{ОЗД3}} \vee x_{\text{ОЗД1}} x_{\text{ОЗД4}} \vee x_{\text{ОЗД2}} x_{\text{ОЗД3}} \vee x_{\text{ОЗД2}} x_{\text{ОЗД4}} \vee x_{\text{ОЗД3}} x_{\text{ОЗД4}}) \\
& \cdot [(x_{\text{ВОГ11}} x_{\text{ВОГ12}} x_{\text{ВОГ13}} \vee x_{\text{ВОГ11}} x_{\text{ВОГ13}} x_{\text{ВОГ14}} \vee x_{\text{ВОГ11}} x_{\text{ВОГ12}} x_{\text{ВОГ14}} \\
& \quad \vee x_{\text{ВОГ12}} x_{\text{ВОГ13}} x_{\text{ВОГ14}}) \vee (x_{\text{ВОГ21}} x_{\text{ВОГ22}} x_{\text{ВОГ23}} \vee x_{\text{ВОГ21}} x_{\text{ВОГ23}} x_{\text{ВОГ24}} \\
& \quad \vee x_{\text{ВОГ21}} x_{\text{ВОГ22}} x_{\text{ВОГ24}} \vee x_{\text{ВОГ22}} x_{\text{ВОГ23}} x_{\text{ВОГ24}})];
\end{aligned}$$

- для дополнительной схемы ориентации:

$$\begin{aligned}
f_{\text{ДСхО}} & = (x_{\text{ОЗД1}} \vee x_{\text{ОЗД2}} \vee x_{\text{ОЗД3}} \vee x_{\text{ОЗД4}}) \cdot (x_{\text{ПОЗ1}} \vee x_{\text{ПОЗ2}}) \\
& \cdot [(x_{\text{ВОГ11}} x_{\text{ВОГ12}} x_{\text{ВОГ13}} \vee x_{\text{ВОГ11}} x_{\text{ВОГ13}} x_{\text{ВОГ14}} \vee x_{\text{ВОГ11}} x_{\text{ВОГ12}} x_{\text{ВОГ14}} \\
& \quad \vee x_{\text{ВОГ12}} x_{\text{ВОГ13}} x_{\text{ВОГ14}}) \vee (x_{\text{ВОГ21}} x_{\text{ВОГ22}} x_{\text{ВОГ23}} \vee x_{\text{ВОГ21}} x_{\text{ВОГ23}} x_{\text{ВОГ24}} \\
& \quad \vee x_{\text{ВОГ21}} x_{\text{ВОГ22}} x_{\text{ВОГ24}} \vee x_{\text{ВОГ22}} x_{\text{ВОГ23}} x_{\text{ВОГ24}})];
\end{aligned}$$

- для экстренной схемы ориентации:

$$\begin{aligned}
f_{\text{ЭСхО}} & = (x_{\text{ОЗД1}} \vee x_{\text{ОЗД2}} \vee x_{\text{ОЗД3}} \vee x_{\text{ОЗД4}} \vee x_{\text{ПОЗ1}} \vee x_{\text{ПОЗ2}}) \cdot (x_{\text{ВОГ11}} \vee x_{\text{ВОГ21}}) \cdot \\
& (x_{\text{ВОГ12}} \vee x_{\text{ВОГ13}} \vee x_{\text{ВОГ14}} \vee x_{\text{ВОГ22}} \vee x_{\text{ВОГ23}} \vee x_{\text{ВОГ24}});
\end{aligned}$$

- для исполнительных органов, стабилизация на ДМ:

$$\begin{aligned}
f_{\text{ДМ}} & = (x_{\text{ДМ1}} x_{\text{ДМ2}} x_{\text{ДМ3}} \vee x_{\text{ДМ1}} x_{\text{ДМ2}} x_{\text{ДМ4}} \vee x_{\text{ДМ2}} x_{\text{ДМ3}} x_{\text{ДМ4}} \vee x_{\text{ДМ1}} x_{\text{ДМ3}} x_{\text{ДМ4}}) \\
& \cdot (x_{\text{МС1}} x_{\text{МС2}} \vee x_{\text{МС1}} x_{\text{МС3}} \vee x_{\text{МС2}} x_{\text{МС3}} \vee x_{\text{бл1}} x_{\text{бл2}} \vee x_{\text{МС1}} x_{\text{бл3}} \vee x_{\text{бл2}} x_{\text{бл3}})
\end{aligned}$$

- для исполнительных органов, стабилизация на ЖРД:

$$f_{\text{ЖРД}} = x_{\text{бл1}} \cdot x_{\text{бл2}} \cdot x_{\text{бл3}}.$$

Условия проведения сеанса целевой аппаратуры (СЦА) будут задаваться величиной интервала времени, в пределах которого КА должен использовать ОСхО или ДСхО и стабилизироваться на управляющих двигателях-маховиках. Для передачи на наземные средства НКУ целевой информации используется дополнительно ЭСхО, а также стабилизация на ЖРД.

Нахождение КА в ЗРВ определяется условием:

$$Pr_{\text{ЗРВ}}(t) = \begin{cases} 1, & D(t) < D_{\text{max}} \text{ и } A(t) > A_{\text{min}} \\ 0 & \end{cases}, \quad (4.12)$$

где  $Pr_{\text{ЗРВ}}(t)$  – признак нахождения КА в ЗРВ,  $D(t)$ ,  $A(t)$  – текущие значения дальности от КА до ОКИК и угла места,  $D_{\text{max}}$ ,  $A_{\text{min}}$  – предельные

характеристики технического средства ОКИК, который осуществляет связь с КА.

Реконфигурация СУД КА в ПК реализуется по алгоритмам, описанным в главе 3 (3.1.2 и 3.2), т.е. с задействованием НКУ (с привлечением «живого» интеллекта, человека-оператора) или при автономном функционировании КА (без управления от НКУ). Для алгоритмов стандартной реконфигурации СУД: БА, вышедшая из строя, заменяется соответствующей работоспособной, следующей по порядку. Для алгоритмов структурно-функциональной реконфигурации СУД: при выходе из строя БА, заново синтезируется новая структура СУД, при этом рабочая конфигурация БА СУД удовлетворяет ограничениям на энергопотребление и является более оптимальна с точки зрения равномерного распределения временного ресурса БА.

#### **4.5.2 Моделирование функционирования космического аппарата при стандартной реконфигурации**

Характерной чертой данной реконфигурации является то, что реконфигурация СУД осуществляется только по команде с НКУ, то есть только после того, как КА окажется в ЗРВ. При этом группа управления и анализа фактически отвечает за синтез новой структуры СУД. Такая последовательность действий приводит к некоторой временной задержке.

Важно отметить, БА после сбоя может быть восстановлено через заданный промежуток времени (время восстановления), в связи с чем появляется необходимость во введении временной уставки на проведение реконфигурации. В случае перехода в режим неориентированного полёта и последующего восстановления ориентации по ОСХО (ДСХО, ЭСХО) значение временной уставки на восстановление штатной работы увеличивается. Таким образом, для сценариев со стандартной реконфигурацией вводится временная уставка на переход между режимами ориентации КА.

Таблица 4.3 – Исходные данные для комплексного моделирования функционирования КА

<i>Исходные данные по характеристикам ТСр ОКИК НКУ и их местоположению</i>						
№ ТСр	Географические координаты		Максимальная дальность $D_{max}$ , км	Минимальный угол места $A_{min}$ , градус		
	широта $\varphi$	долгота $\lambda$				
1	60° с.ш.	30° в.д.	2000	20°		
<i>Начальные условия для орбитального движения</i>						
наклоне ние $i$ , градус	долгота восходя щего узла $\Omega$ , градус	аргумент перицентра $\omega_p$ , градус	истинная аномалия $\vartheta_k$ , градус	высота апогея $h_a$ , км	высота перигея $h_p$ , км	дата старта, ДМВ
70	1	1	1	1000	980	01.01.15 19:00:00
<i>Исходные данные по КА</i>						
Суммарное энергопотребление, Вт	Объём пакета СЦА, Мб	Скорость передачи целевой информации на наземные средства, Мб/с		Интервал СЦА, с		
34	200	3		1800		

Исходные данные по характеру сбоев и временному ресурсу БА считаем для всей аппаратуры однотипными:  $T_{сб} = 100$  ч.,  $t_{сб} = 20$  ч.,  $T_B = 10$  ч.,  $T_0 = 400$  ч. Исходные данные по энергопотреблению представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.4 – Исходные данные по характеру сбоев и отказов БА

тип БА	ОЗД	ПОЗ	ВОГ	бл. ЖРД	ДМ	МС ССКМ
Энергопотребление, Вт	2,0	2,5	1,0	2,0	7,0	2,0

Оценкой эффективности работы КА по целевому назначению будем считать общее время работы по целевому назначению, а также количество успешно завершённых сеансов целевой аппаратуры.

Для детального анализа в качестве результатов моделирования, полученных с помощью ПК «Реконфигурация» используются:

- график проведения сеансов целевой аппаратуры;
- график переключения режимов ориентации КА («точная» ориентация (ОСхО), «точная» ориентация (ДСхО), «грубая» ориентация, неориентированный полёт);
- график возникновения сбоев и отказов БА (чувствительных элементов и исполнительных органов).

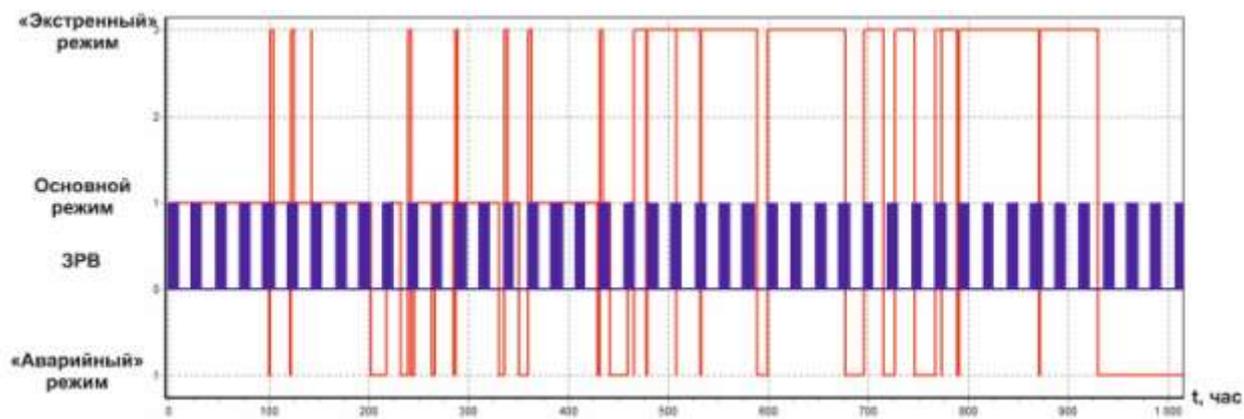
В виде отдельных значений (и таблиц значений) выводится на форму ПК:

- число проведённых сеансов;
- время работы по целевому назначению КА, ч.;
- суммарная наработка на отказ и оставшееся время до моделируемого отказа БА, ч.

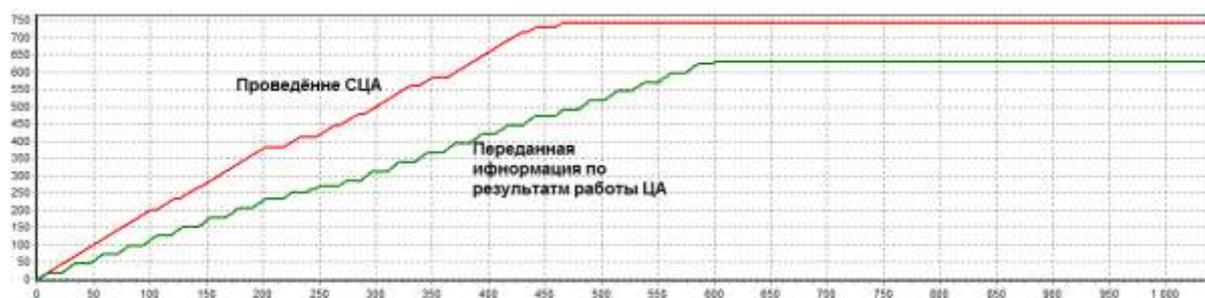
Режимы ориентации КА обозначены на графике переключения режимов следующими значениями:

- «точная» ориентация, штатное функционирование КА (Основная схема ориентации) – «1»;
- «точная» ориентация, штатное функционирование КА (Дополнительная схема ориентации) – «б»;
- «грубая» ориентация, безопасный режим функционирования КА – «3»;
- КА в неориентированном полёте (СУД неработоспособен) – «-1».

**Сценарий 1.** Условия сценария: восстановление работоспособности КА производится при выполнении стандартной реконфигурации, реализуемой при помощи НКУ, схема управления однопунктная, исходные данные – таблица 4.1,4.2.



а) переключение режимов работы СУД



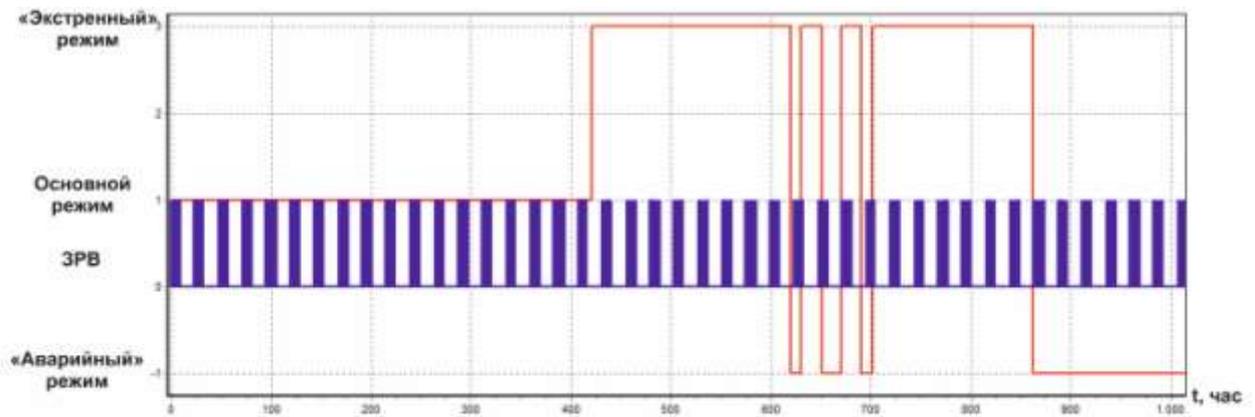
б) сеансы целевой аппаратуры

Рисунок 4.6 Графики моделирования для сценария 1

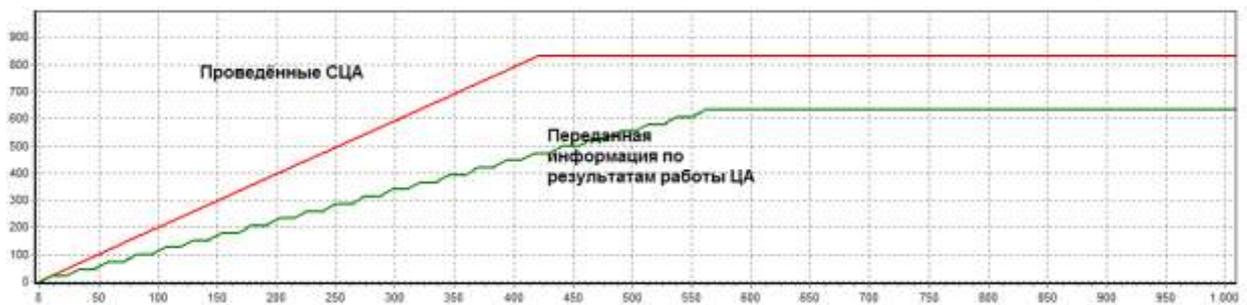
В результате проведённых экспериментов видно, что после невозможности перевода КА в режим «точной» ориентации, КА функционирует в режиме «грубой» ориентации, что позволяет передать необходимую информацию с бортового ЗУ на наземные средства (частичная работоспособность КА). При реализации стандартной реконфигурации вариант «точной» ориентации с дополнительной схемой не задействуется.

В случае проведения стандартной реконфигурации СУД в автоматическом режиме рабочая конфигурация БА и схемы ориентации определяются на борту КА. Если КА переведён в режим НП (обозначен «-1» на графике режимов), восстановление работоспособности КА происходит только с использованием средств НКУ. Такая логика обусловлена тем, что при возникновении предаварийных ситуаций (перевод КА в режим НП) требуется более детальный анализ ТМИ о состоянии БА и КА для предотвращения дальнейшего развития нештатной ситуации.

**Сценарий 2.** Условия сценария: восстановление работоспособности КА производится при помощи стандартной реконфигурации, реализуемой автоматически при идентификации сбоя (или отказа) на борту КА, схема управления однопунктная, исходные данные – таблица 4.3, 4.4.



а) переключение режимов работы СУД

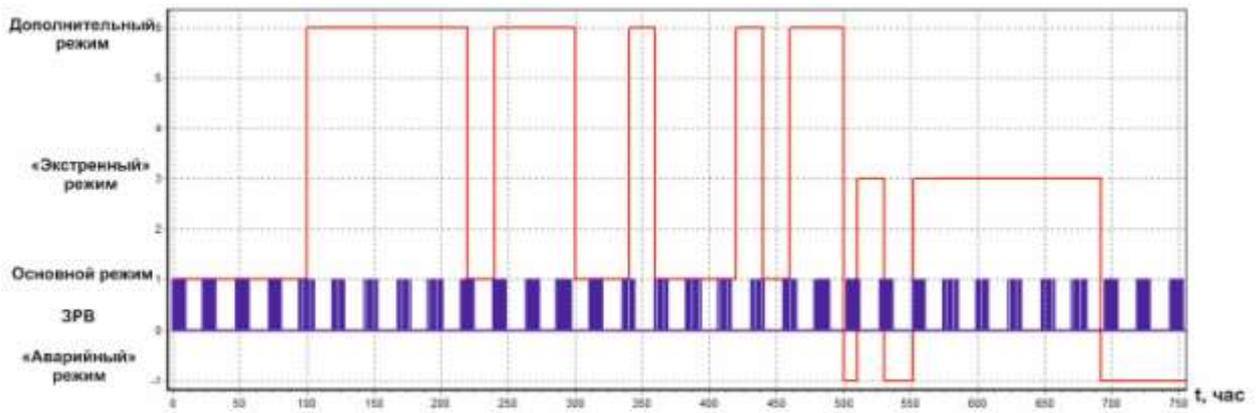


б) сеансы целевой аппаратуры

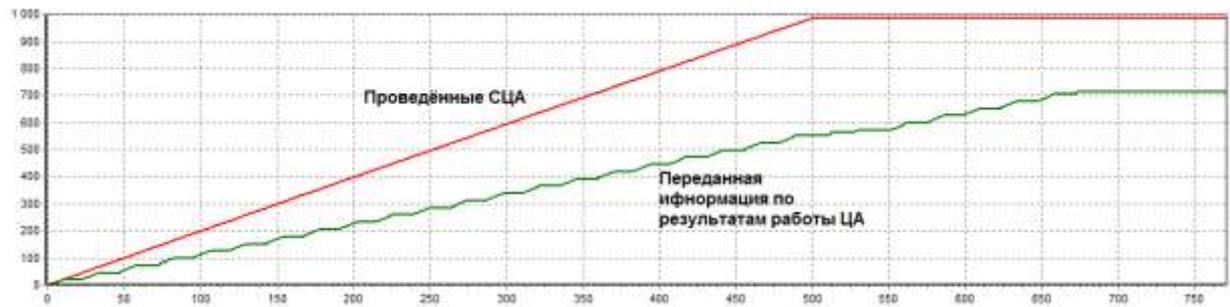
Рисунок 4.7 Графики моделирования для сценария 2

### 4.5.3 Моделирование функционирования КА при структурно-функциональной реконфигурации СУД

**Сценарий 3.** Условия сценария: восстановление работоспособности КА производится с применением алгоритмов структурно-функциональной реконфигурации, реализуемой автоматически при идентификации неисправной БА на борту КА. Применяемый алгоритм структурной реконфигурации – алгоритм случайного направленного поиска, исходные данные – таблица 4.3, 4.4.



а) переключение режимов работы СУД

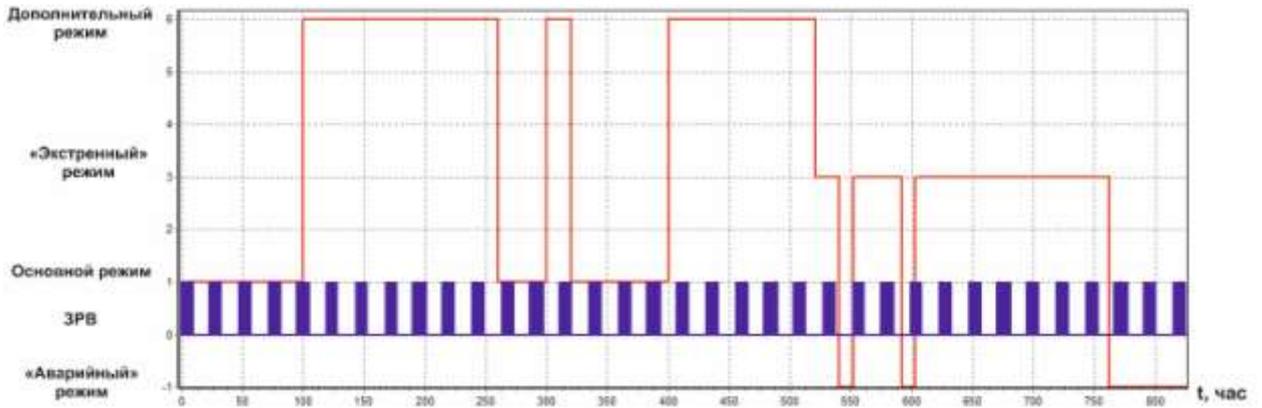


б) сеансы целевой аппаратуры

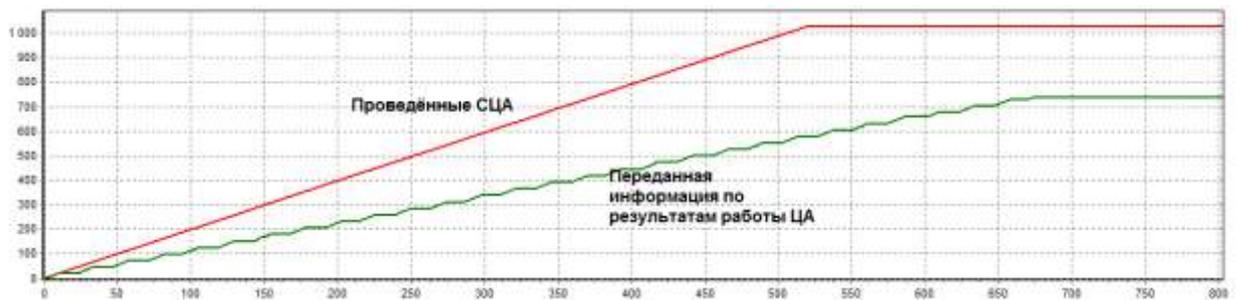
Рисунок 4.8 Графики моделирования для сценария 3

**Сценарий 4.** Условия сценария: восстановление работоспособности КА производится с применением алгоритмов структурно-функциональной реконфигурации, реализуемой автоматически при идентификации сбоя (или отказа) на борту КА. Применяемый алгоритм реконфигурации – «жадный» алгоритм, исходные данные – таблица 4.3,4.4.

В таблицах 4.5, 4.6 представлены результаты моделирования: значение показателей эффективности функционирования КА (объём информации переданный на наземные средства, суммарное время работы по елевому назначению, суммарное время работы «экстренной» схемы ориентации), а также комплексных показателей надёжности сценариев



а) переключение режимов работы СУД



б) сеансы целевой аппаратуры

Рисунок 4.9 Графики моделирования для сценария 4

Таблица 4.5 - Результаты экспериментов

№ сценария	Число успешно проведённых СЦА	Число СЦА без учёта сбоев и отказов БА	Объём информации переданный на наземные средства без учёта сбоев и отказов БА	Время работы по целевому назначению, ч.	Время работы «экстренной» схемы ориентации, ч.
<b>1</b>	736	960	805	372,7	389,2
<b>2</b>	1013	1200	1013	514,7	601,7
<b>3</b>	1020	1248	1052	518	592
<b>4</b>	1067	1345	1130	540	641,5

Таблица 4.6 - Значения комплексных показателей надёжности

№ сценария	$K_{Т.и.}^0 = M\left\{\frac{T_{GA}}{T_A}\right\}$	$K_{Т.и.}^1 = M\left\{\frac{T_D}{T_A}\right\}$	$K_{с.э.}^0 = M\left\{\frac{F_{GA}}{F'_{GA}}\right\}$	$K_{с.э.}^1 = M\left\{\frac{F_D}{F'_D}\right\}$
1	0,55	0,65	0,55	0,58
2	0,75	0,90	0,76	0,89
3	0,76	0,90	0,77	0,88
4	0,79	0,94	0,80	0,95

Для анализа результатов, полученных при моделировании стандартной и структурно-функциональной реконфигурации СУД, сравним некоторые временные характеристики работы БА: израсходованный временной ресурс БА и его остаток (соответственно левая и правая колонка в таблице 4.7 для каждого эксперимента), а также значимость элементов в структурном построении СУД для двух режимов функционирования КА (рисунок 4.10).

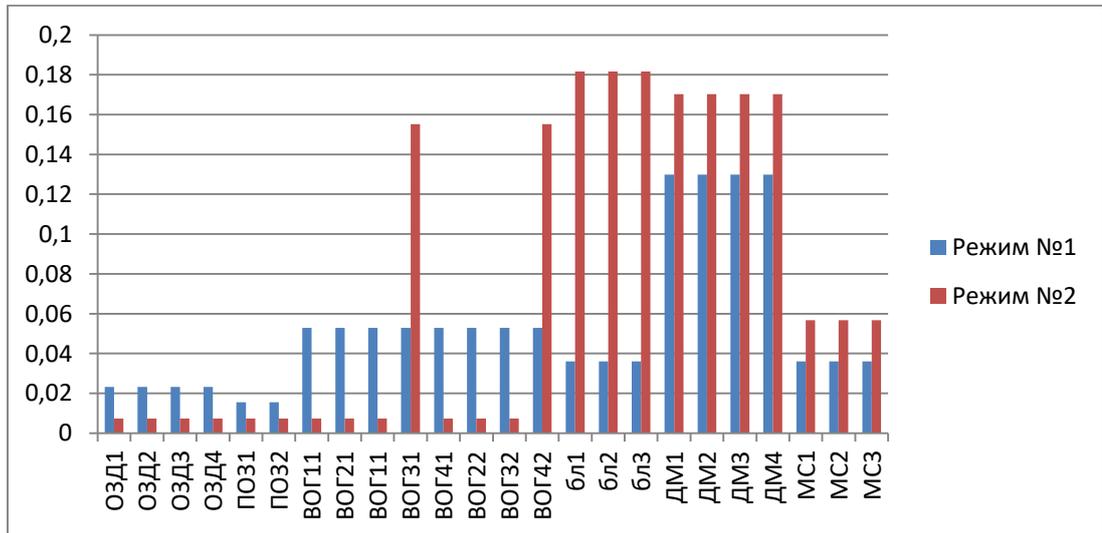


Рисунок 4.10 Диаграмма значимости структурных элементов СУД для режимов функционирования КА

Из рисунков 4.6 – 4.10, а также таблиц 4.3 и 4.4 можно сделать выводы:

- автоматизация на борту КА стандартной реконфигурации (таблица 4.4) увеличивает общее число проведённых СЦА (на 37% по сравнению с реконфигурацией, проводимой в «ручном» режиме с НКУ);
- введение структурно-функциональной реконфигурации незначительно повлияло на эффективность функционирования КА, а соответственно на комплексные показатели надёжности;
- дополнительная схема ориентации используется только при проведении структурно-функциональной реконфигурации, что способствует более равномерному распределению временного ресурса БА, однако – не приводит к увеличению общего времени функционирования по целевому назначению по сравнению со стандартной реконфигурацией, проводимой в автоматическом режиме.

Из таблицы 4.5 видно, что самыми значимыми элементами и с точки зрения структурной надёжности (последний столбец таблицы), и с точки зрения расхода временного ресурса являются исполнительные органы СУД, за счёт которых обеспечивается стабилизация КА. При этом самыми важными элементами для режима «точной» ориентации и для режима «грубой» ориентации являются жидкостные ракетные двигатели и управляющие двигатели маховики. Также можно отметить чуть меньшую значимость ВОГ по сравнению с исполнительными органами для режима «грубой» ориентации. Для целевого применения КА (режим «точной» ориентации) ВОГ имеют большую значимость, чем ЖРД и МС ССКМ.

Таблица 4.7 – Временные характеристики БА в результате моделирования сценариев 1,2,3,4

№ БА	Вид БА	№ Сценария								структурная значимость	
		1		2		3		4		Режим №1	Режим №2
1	ОЗД	400	0	400	0	202,1	197,9	204,9	195,1	0,0232	0,0074
2	ОЗД	400	0	400	0	202,1	197,9	204,3	195,7	0,0232	0,0074
3	ОЗД	386,5	13,5	400	0	202,1	197,9	205	195	0,0232	0,0074
4	ОЗД	45,3	354,7	115	285	202,9	197,1	204,8	195,2	0,0232	0,0074
5	ПОЗ	0	400	5	395	202	198	204	196	0,0155	0,0074
6	ПОЗ	0	400	0	400	201,9	198,1	204,2	195,8	0,0155	0,0074
7	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	255,9	144,1	240,1	160	0,0529	0,0074
8	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	256,3	143,7	240	160	0,0529	0,0074
9	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	255,8	144,2	240,1	159,9	0,0529	0,0074
10	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	341	59	249,8	150,2	0,0529	0,1552
11	ВОГ (ИУС)	327,4	72,6	385	15	256,9	143,1	240	160	0,0529	0,0074
12	ВОГ (ИУС)	34,3	365,7	56	344	256,2	143,8	240	160	0,0529	0,0074
13	ВОГ (ИУС)	15,5	384,5	27	373	256,1	143,9	240	160	0,0529	0,0074
14	ВОГ (ИУС)	72,3	327,7	112	288	341	59	248,3	151,7	0,0529	0,1552

Таблица 4.7 (Продолжение) – Временные характеристики БА в результате машинного моделирования сценариев 1,2,3,4

№ БА	Вид БА	№ Сценария								структурная значимость	
		1		2		3		4		Режим №1	Режим №2
15	бл ЖРД	399	1	400	0	400	0	329,1	70,9	0,0361	0,1817
16	бл ЖРД	400	0	400	0	398,1	1,9	376	24	0,0361	0,1817
17	бл ЖРД	400	0	400	0	369	31	400	0	0,0361	0,1817
18	ДМ	399	1	400	0	369	31	400	0	0,1298	0,1703
19	ДМ	400	0	400	0	400	0	362	38	0,1298	0,1703
20	ДМ	400	0	355	45	400	0	400	0	0,1298	0,1703
21	ДМ	58,1	341,9	225	175	331,1	68,9	386	14	0,1298	0,1703
22	МС ССКМ	399	1	400	0	218	182	167	233	0,0361	0,0568
23	МС ССКМ	400	0	400	0	209	191	189,1	210,9	0,0361	0,0568
24	МС ССКМ	39	361	120	280	225,1	174,9	156,1	243,9	0,0361	0,0568

#### 4.5.5 Дополнительные эксперименты и анализ полученных результатов

При проведении стандартной и структурно-функциональной реконфигурации СУД временной ресурс БА для рассматриваемого примера расходуется таким образом, что ИО (ЖРД и ДМ) оказываются самым уязвимыми элементами. При этом распределение времени работы остальных приборов различно в зависимости от выбранного типа реконфигурации (стандартная или структурно-функциональная). Так для стандартной реконфигурации по окончании моделирования становится неработоспособным прибор ИУС №1, что не характерно для структурно-функциональной реконфигурации.

Для дальнейшего анализа был проведён ещё ряд дополнительных экспериментов с увеличением временного ресурса ЖРД и ДМ в полтора раза. Обозначим эти эксперименты как сценарии 1.1, 2.1, 3.1, 4.1. Результаты проведенных экспериментов с изменёнными ИД представлены в таблицах 4.8, 4.9, 4.10.

Таблица 4.8 – Результаты дополнительных экспериментов

№ сценария	Число успешно проведённых СЦА	Число СЦА без учёта сбоя и отказов БА	Объём информации переданный на наземные средства без учёта сбоя и отказов БА	Время работы по целевому назначению, ч.	Общее время работы «экстренной» схемы ориентации, ч.
<b>1.1</b>	1081	1454	1243	547	602
<b>2.1</b>	1262	1497	1277	640	739
<b>3.1</b>	1669	1827	1610	845,9	912,9
<b>4.1</b>	1719	1950	1732	868,9	973,9

Таблица 4.9 – Значения комплексных показателей надёжности  
(дополнительные эксперименты)

№ сценария	$K_{т.и.}^0 = M\left\{\frac{T_{GA}}{T_A}\right\}$	$K_{т.и.}^1 = M\left\{\frac{T_D}{T_A}\right\}$	$K_{с.э.}^0 = M\left\{\frac{F_{GA}}{F'_{GA}}\right\}$	$K_{с.э.}^1 = M\left\{\frac{F_D}{F'_D}\right\}$
<b>1.1</b>	0,56	0,63	0,54	0,6
<b>2.1</b>	0,65	0,73	0,63	0,73
<b>3.1</b>	0,86	0,92	0,83	0,90
<b>4.1</b>	0,88	0,96	0,85	0,96

Таблица 4.10 – Временные характеристики БА в результате машинного моделирования сценариев 1.1,2.1,3.1,4.1

№ БА	Вид БА	№ Сценария								структурная значимость	
		1.1		2.1		3.1		4.1		Режим №1	Режим №2
1	ОЗД	400	0	400	0	286	114	292,4	107,6	0,0232	0,0074
2	ОЗД	400	0	400	0	286	114	292,9	107,1	0,0232	0,0074
3	ОЗД	400	0	400	0	285,8	114,2	292,9	107,1	0,0232	0,0074
4	ОЗД	400	0	400	0	286,1	113,9	301	99	0,0232	0,0074
5	ПОЗ	40,2	359,8	100	300	285,2	114,8	293	107	0,0155	0,0074
6	ПОЗ	0	400	0	400	297	103	292,8	107,2	0,0155	0,0074
7	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	355,5	44,5	318,9	81,1	0,0529	0,0074
8	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	369	31	319,9	80,1	0,0529	0,0074
9	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	356,1	43,9	350	50	0,0529	0,0074
10	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	400	0	400	0	0,0529	0,1552
11	ВОГ (ИУС)	400	0	400	0	355	45	319,4	80,6	0,0529	0,0074
12	ВОГ (ИУС)	360	40	340	60	355,4	44,6	320	80	0,0529	0,0074
13	ВОГ (ИУС)	184,5	215,5	200	200	355	45	319,9	80,1	0,0529	0,0074
14	ВОГ (ИУС)	108,2	291,8	200	200	400	0	400	0	0,0529	0,1552

Таблица 4.10 (Продолжение) – Временные характеристики БА в результате машинного моделирования сценариев 1.1,2.1,3.1,4.1

№ БА	Вид БА	№ Сценария								структурная значимость	
		1		3		5		6		Режим №1	Режим №2
1	бл ЖРД	598,4	1,6	600	0	531	69	481	119	0,0361	0,1817
2	бл ЖРД	600	0	600	0	505	95	523	77	0,0361	0,1817
3	бл ЖРД	400	200	420	180	532	68	517	83	0,0361	0,1817
4	ДМ	600	0	600	0	546	54	600	0	0,1298	0,1703
5	ДМ	594,9	5,1	600	0	600	0	564	36	0,1298	0,1703
6	ДМ	600	0	560	40	600	0	600	0	0,1298	0,1703
7	ДМ	70,6	529,4	220	380	561	39	582	18	0,1298	0,1703
8	МС ССКМ	400	0	400	0	241	159	205	195	0,0361	0,0568
9	МС ССКМ	400	0	400	0	288	112	218	182	0,0361	0,0568
10	МС ССКМ	39,7	435,6	40	379	277	190	223	199	0,0361	0,0568

Проведённые дополнительные эксперименты показали значительное увеличение эффективности функционирования КА при увеличении ресурса отдельных структурных элементов ЖРД и ДМ (см. таблицы 4.5, 4.8):

- для сценария со стандартной реконфигурации (осуществляемой посредством команд с НКУ) по сравнению с аналогичным сценарием эффективность целевого применения увеличилась на 47% (с 736 СЦА до 1081 СЦА);
- для сценария со стандартной реконфигурации производимой автоматически на борту КА по сравнению с аналогичным сценарием эффективность целевого применения увеличилась на 25% (с 1013 СЦА до 1262 СЦА);
- для сценария со структурно-функциональной реконфигурацией по сравнению с аналогичным сценарием (для «жадного» алгоритма и алгоритма случайного направленного поиска) эффективность целевого применения увеличилась ~ 60% (с 1020 СЦА до 1669 СЦА и с 1067 СЦА до 1719 СЦА соответственно)

Анализ полученных результатов в части комплексных показателей надёжности (см. таблицы 4.6, 4.9) показал большую эффективность применения алгоритмов структурно-функциональной реконфигурации, чем БА с одинаковым временным ресурсом. При увеличении временного ресурса наиболее значимой БА на 50%, алгоритмы структурно-функциональной реконфигурации более эффективно влияют на увеличение показателей эффективности функционирования КА. Так в сценариях №3.1 и 4.1 (таблица 4.8) значение показателя технического использования увеличивается на ~ 50% по сравнению со сценарием №1.1 и на 30% по сравнению со сценарием №1.2. В таблице 4.6 значение показателя технического использования увеличивается ~ 40% по сравнению со сценарием №1, при этом значительной разницы между сценариями №2,3,4 нет.

Таким образом, при неравномерном использовании бортовой аппаратуры СУД без переключения режимов ориентации некоторая

аппаратура остаётся практически незадействованной. Это может привести к ситуации, когда БА оставшаяся незадействованной не может обеспечить требуемую ориентацию для продолжения функционирования КА, как по целевому назначению, так и для передачи информации на НКУ. Такая ситуация приводит к более быстрой деградации структуры СУД, что отражается на эффективности функционирования КА.

## **Выводы**

В заключение данной главы можно сделать следующие выводы:

1. Предложен комплекс моделей, описывающих функционирование КА с учётом структурной динамики СУД. На основе данного комплекса и с учётом структурно-логической схемы проводимых экспериментов, разработан прототип программного комплекса (ПК) «Реконфигурация» для моделирования функционирования КА с учётом сбоев и отказов БА в контуре управления угловым движением. С помощью ПК «Реконфигурация» промоделированы и исследованы различные сценарии реконфигурации СУД КА.

2. Для оценивания эффективности функционирования КА были выбраны показатели целевого применения, характерные для КА радиолокационного наблюдения земной поверхности. При выполнении вычислительных экспериментов были приняты некоторые упрощения, связанные с отсутствием перерывов в работе целевой аппаратуры. В качестве основных показателей эффективности целевого применения были выбраны: число успешно проведённых сеансов целевой аппаратуры, общее время работы КА по целевому назначению, общее время работы КА в режиме с пониженной эффективностью. С учётом выбранных показателей были вычислены комплексные показатели надёжности: показатель технического использования и сохранения эффективности. Показатель технического использования характеризует математическое ожидание отношения времени работы по целевому назначению (с учётом времени на передачу информации

на НКУ) к общему времени функционирования КА. Показатель сохранения эффективности характеризует математическое ожидание отношения числа проведённых сеансов целевой аппаратуры (и переданных на НКУ) к номинальному значению сеансов целевой аппаратуры, проведённых за этот же период времени при безотказной и бессбойной работе БА.

3. Серия экспериментов, проведённых с помощью прототипа ПК «Реконфигурация», в целом подтвердила преимущества структурно-функциональной реконфигурации СУД КА по сравнению со стандартной реконфигурацией. Были получены количественные оценки основных показателей функционирования КА с заданным составом бортовой аппаратуры СУД, схемами ориентации и стабилизации. При проведении дополнительных экспериментов были изменены исходные данные в части увеличения временного ресурса наиболее значимой БА. В результате проведенных вычислительных экспериментов установлено, что увеличение временного ресурса наиболее значимой БА приводит к пропорциональному увеличению эффективности функционирования КА. Анализ результатов применения алгоритмов выбора рабочей конфигурации БА для сценария автоматической реконфигурации СУД показал их большую эффективность для СУД, состоящей из БА с различным временным ресурсом.

4. Отметим, что анализ результатов вычислительных экспериментов показал перспективность использования предложенных алгоритмов структурно-функциональной реконфигурации СУД не только для парирования нештатных ситуаций, но и для более рационального распределения бортового ресурса КА. Таким образом, реализация разработанной в диссертационной работе методики структурно-функциональной реконфигурации СУД КА позволяет осуществлять рациональное распределение бортового ресурса и увеличивать срок автономного функционирования современных КА.

## Заключение

В ходе проведённого диссертационной работе исследования, формулировки и решения поставленной научной задачи разработки модельно-алгоритмического обеспечения реконфигурации СУД КА при различных технологиях управления, были получены следующие научные и практические результаты.

1. Обоснована актуальность и проведён системный анализ задачи управления структурной динамикой КА. Разработана концептуальная и формальная модель процесса реконфигурации СУД КА на основе теории проактивного управления структурной динамикой с учётом смены режимов ориентации КА и выбора рабочей конфигурации БА.

2. В диссертационной работе проведены исследования реконфигурации СУД КА при различных режимах ориентации. Структурное состояние СУД можно охарактеризовать совокупностью реализации конкретной схемы ориентации или стабилизации и рабочей конфигурацией БА.

3. Задача выбора рабочей конфигурации БА при проведении реконфигурации СУД формализована в виде задачи математического программирования при равномерном распределении временного ресурса БА и с учетом ограничений на энергопотребление.

4. Разработана методика проведения структурно-функциональной реконфигурации СУД для автоматизации её на борту КА, а также рассмотрены алгоритмы стандартной реконфигурации с задействованием НКУ для восстановления штатной работы БА СУД и с применением её в автоматическом режиме на борту КА.

5. Разработаны алгоритмы нахождения суб(квази)оптимального решения задачи выбора рабочей конфигурации БА на основе «жадного» алгоритма и алгоритма случайного направленного поиска (бионический

подход). Данные алгоритмы являются ядром методики проведения структурно-функциональной реконфигурации СУД КА.

6. В главе 4 представлен комплекс моделей, описывающих функционирование КА. На основе представленной совокупности моделей разработан прототип программного комплекса для моделирования функционирования КА с учётом сбоев и отказов БА СУД. Произведены машинные эксперименты моделирования функционирования КА по различным сценариям проведения реконфигурации СУД, которые показали преимущества применения структурно-функциональной реконфигурации на борту КА.

Важно отметить, что в диссертационной работе в процессе системного анализа проблемы управления структурной динамикой КА проведение реконфигурации рассматривалось, прежде всего, как реакция на сбои и отказы, которые неизбежно возникают при эксплуатации любой аппаратуры (особенно цифровых приборов в условиях воздействия космического пространства). Другими словами, реконфигурация, в рамках разработанных подходов, – это способ обеспечения сбое- и отказоустойчивости технической системы. Однако, проведенное исследование показало, что структурно-функциональная реконфигурация СУД КА также служит для автоматического управления бортовой аппаратурой в целях экономного распределения бортовых ресурсов и повышения эффективности функционирования КА в целом.

*Дальнейшее развитие научных исследований* в данной области целесообразно проводить в следующих направлениях:

- моделирование процессов функционирования КА с учётом сбоев и отказов БА:
  - разработка моделей функционирования КА с учётом расхода/пополнения бортового ресурса и процессов структурной динамики, возникающей на борту КА;

- проведение имитационного моделирования переходных процессов при переводе КА из текущего структурного состояния в заданное, с целью получения характеристик переходных процессов при структурной динамике контура управления угловым движением КА;
- разработка теоретических основ управления структурной динамикой КА:
  - разработка методологических и методических основ исследования структурной динамики на борту КА;
  - решение задачи перепланирования режимов ориентации КА при проведении реконфигурации СУД с учётом перераспределения ресурсозатрат;
  - решение задачи синтеза новых структурных состояний КА при проведении структурно-функциональной реконфигурации СУД.

Полученные результаты соответствуют п. 2 «Формализация и постановка задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации», п. 4 «Разработка методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации», п.5 «Разработка специального математического и алгоритмического обеспечения системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации» и п. 10 «Методы и алгоритмы прогнозирования и оценки эффективности, качества и надежности сложных систем» паспорта специальности 05.13.01 – «Системный анализ, управление и обработка информации (технические системы)»

## Список сокращений и условных обозначений

АПО – активный подвижный объект

АС – аномальная ситуация

АСУ – автоматизированная система управления

БА – бортовая аппаратура

БВС – бортовая вычислительная система

БКУ – бортовой комплекс управления

БОК – бортовой обеспечивающий комплекс

БПО – бортовое программное обеспечение

БСК – бортовой специальный комплекс

БСКВУ – бортовая синхронизирующее координатно-временное устройство

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина

ВОГ – волоконно-оптический гироскоп

ВП – вероятностный полином

ГЛОНАСС – глобальная навигационная спутниковая система (РФ)

ГСК – Гринвичевская система координат

ДМ – двигатель-маховик

ДНФ – дизъюнктивная нормальная форма

ДСхО – дополнительная схема ориентации

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель

ЗРВ – зона радиовидимости

ИД – исходные данные

ИО – исполнительные органы

ИСАУ – интегрированная САУ

ИСК – инерциальная система координат

ИУС – измеритель угловой скорости

КА – космический аппарат

КИС – командно-измерительной системы

МС – магнитный стержень

НКУ – наземный комплекс управления

ОДУ – объединённая двигательная установка

ОЗД – оптический звездный датчик

ОКИК – отдельный командно-измерительный комплекс

ОЛВМ – общий логико-вероятностный метод

ОСхО – основная схема ориентации

ПК – программный комплекс

ПОЗ – прибор ориентации по Земле

ПСБ – панели солнечных батарей

РП – рабочая программа

САУ – система автоматического управления

САУТ – системы активной управляемой технологии

СИО – система информационного обмена

СК – система координат

СКВР – система контроля и восстановления работоспособности

СКПУ – система координатно-параметрического управления

СхО – схема ориентации

СС – сеанс связи

ССКМ – система сброса кинетического момента

ССН – система спутниковой навигации

СТКРП – система трансляции команд и распределения питания

СТО – сложный технический объект

СУ – система управления

СУБА – система управления бортовой аппаратурой

СУД – система управления движением

СУЖ – система управления живучестью

СУСмС – система управления смежных систем

СЭП – система электропитания

СЦА – сеанс целевой аппаратуры

ТМИ – телеметрическая информация

ФАЛ – функция алгебры логики

ЧЭ – чувствительные элементы

ЦА – целевая аппаратура

ЭВМ – электронная вычислительная машина

ЭСхО – экстренная схема ориентации

GPS – global position system

MEMS – microelectromechanical systems

## Список литературы

1. Аванесов, Г.А. Алгоритм совместной обработки данных измерений звёздных координаторов и микроэлектромеханических датчиков угловой скорости / Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, В.В. Сазонов // Механика, управление и информатика (ИКИ РАН). – 2011. – №2. – С. 36-48
2. Аликин, Ю.И. Некоторые особенности создания космического аппарата «КОРОНАС-ФОТОН» / Ю.И. Аликин, М.П. Гассиева, А.Р. Гуткин, В.Г. Кравец, Р.С. Салихов // Механика, управление и информатика. – 2010. – №3. – С. 8-26
3. Архангельский, А.Я. Программирование в С++ Builder 6/ А.Я. Архангельский. – М.: «Издательство БИНОМ», 2003. – 1152 с.
4. Ахметов, Р.Н. Концепция автономного управления живучестью автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования Земли в аномальных ситуациях / Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб // Известия самарского научного центра РАН. – 2009. – №3-1, т.11. – С. 165-176
5. Ахметов, Р.Н. Методы и модели автономного управления живучестью автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / Р.Н. Ахметов // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва, Самара, СГАУ. – 2008. – №2(15). – С. 194-210
6. Ахметов, Р.Н. Принципы управления космическими аппаратами мониторинга Земли в аномальных ситуациях / Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб // Информационно-управляющие системы. – 2012. – №1. – С. 16-22
7. Ахметов, Р.Н. Проблемы реинжиниринга автоматических космических аппаратов в аномальных полётных ситуациях и пути их решения на основе базы знаний / Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб //

- Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2014. – №1 (43) . – С. 9-21
8. Ахметов, Р.Н. управления живучестью КА мониторинга Земли / Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2012. – №4(35) . – С. 18-28
  9. Базовский, И. Надежность. Теория и практика / И. Базовский. – М.: Мир, 1965. – 373 с.
  10. Барановский, А.М. Система контроля и диагностирования бортового оборудования малого космического аппарата / А.М. Барановский, А.Е. Привалов // Изв. ВУЗов. Приборостроение. – 2009. – №4, т. 52. – С. 51-56
  11. Бебенин, Г.Г. Система управления полётом космических аппаратов / Г.Г. Бебенин, Б.С. Скребушеский, Г.А. Соколов. – М.: Машиностроение, 1978. – 272 с.
  12. Беленков, В.Г. Катастрофоустойчивость корпоративных информационных систем. Часть 1 / В. Г. Беленков, В. И. Будзко, И. Н. Сеницын. – М.: ИПИ РАН, 2002.
  13. Белецкий, Вл. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс / Вл. В. Белецкий. – М.: «Наука», 1965. – 416 с.
  14. Белов, П.Г. Системный анализ и моделирование опасных процессов в техносфере: учебное пособие для студ. высш. учеб. Заведений / П. Г. Белов. – М.: Издательский центр «Академия», 2003. – 512 с.
  15. Будзко, В.И. К выбору варианта построения катастрофоустойчивых информационно–телекоммуникационных систем / В. И. Будзко, В. Г. Беленков, П. А. Кейер // Системы и средства информатики. – 2003. – вып. 13. – С. 16–40
  16. Беленький, А.Д. Алгоритм управления системой четырёх двигателей-маховиков космических аппаратов серии «Метеор-М» №2 / А.Д.

- Беленький, В.Н. Васильев, А.С. Семёнов, М.Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2008. – №3, т. 134. – С. 9-14
17. Беленький, А.Д. Исследование динамики ориентации и стабилизации по курсу космического аппарата «Метеор-М» при использовании информации инфракрасной вертикали и датчиков угловой скорости / А.Д. Беленький, В.Н. Васильев, М.Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2008. – т. 107. – С. 38-45
18. Богов, А.Н. Контрольно-резервная схема определения ориентации КА дистанционного зондирования Земли / А.Н. Богов, М.В. Сотников, А.М. Вознюк // Инновационный арсенал молодёжи: труды третьей науч.техн. конф. – 2012. – С.146-149
19. Бровкин, А.Г. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко, и др. под ред. А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.
20. Бранец, В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
21. Бычков, Ю.П. Электромагнитные системы сброса кинетического момента / Ю.П. Бычков, Ю.В. Ковш, И.А. Петрякова, Л.Н. Сигал // Механика, управление и информатика (ИКИ РАН). – 2013. – №1 (13) . – С. 97-103
22. Васильев, С.Н. От классических задач регулирования к интеллектуальному управлению / С.Н. Васильев // Теория и системы управления. – 2001. – № 1. – С.5-22; № 2. – С.5-21.
23. Васильев, В. А. Реконфигурация интегрированной системы управления с помощью экспертной системы / В. А. Васильев, М. И. Левкин, А. И. Павленко // Вопросы кибернетики. Управляющие вычислительные системы движущихся объектов. – 1988. – Вып. 139. – С. 90-97

24. Волик, Б.Г. Методы анализа и синтеза структур управляющих систем / Б.Г. Волик, Б.Б. Буянов, Н.В. Лубков и др.; под. ред. Б.Г. Волика. – М.: Энергоатомиздат, 1988. – 296 с.
25. Горопашная, А.В. Методы анализа безопасности сложных технических систем: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук : 05.13.01 / Горопашная Анастасия Визвотовна. – СПб., 2009. – 17 с.
26. Губанов, И.П. Организация функционирования бортовых систем КА «Спектр-УФ» / И.П. Губанов, М.И. Артюхов, В.А. Молодцова // Вестник НПО им. Лавочкина. – 2014. – №5(26). – С. 24-33
27. Добановский, С.А. Системы автоматического управления с реконфигурацией / С.А. Добановский, Н.А. Озерянный // Измерение, контроль, автоматизация. – 1990. – № 4(76) . – С.62-80
28. Додонов, А.Г. Введение в теорию живучести вычислительных систем / А. Г. Додонов, М. Г. Кузнецова, Е. С. Горбачик; отв. ред. В. А. Гуляев. – Киев: Наукова думка, 1990. – 184 с.
29. Додонов, А.Г. Живучесть информационных систем / А. Г. Додонов, Д. В. Ландэ. – К.: Наукова думка, 2011. – 256 с.
30. Захаров, В.Н. Интеллектуальные системы управления: основные понятия и определения / В.Н. Захаров // Известия РАН. Теория и системы управления. – 1997. – № 3. – С.138-145.
31. Игнатъев, М.Г. Программный комплекс моделирования стабилизированного движения космического аппарата с трансформируемыми упругими элементами конструкции / М.Г. Игнатъев, В.М. Копылов, А.Ю. Кулаков, М.В. Сотников // Вестник СибГАУ. – 2013. – №3. – С.45-48
32. Изнар, А. Н. Оптико-электронные приборы космических аппаратов / А. Н. Изнар, А.В. Павлов, Б.Ф. Фёдоров. – М.: Машиностроение, 1972. – 368 с.
33. Калинин, В.Н. Теоретические основы управления активными подвижными объектами / В.Н. Калинин. – МО СССР, 1974. – 223с.

34. Калинин, В.Н. Теория систем и управления (структурно-математический подход) / В.Н. Калинин, Б.А. Резников – Л.: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1978. – 417 с.
35. Калинин, В.Н. Теория систем и оптимального управления. Ч. 1. Основные понятия, математические модели и методы анализа систем / В.Н. Калинин, Б.А. Резников, Е.Н. Варакин. – Л.: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1979. – 319 с.
36. Калинин, В.Н. Теория систем и оптимального управления. Ч. 2. Понятия, модели, методы и алгоритмы оптимального выбора / В.Н. Калинин, Б.А. Резников, Е.Н. Варакин. – МО СССР, 1987. – 589 с.
37. Кирилин, А.Н. Влияние надёжности бортовых систем космических аппаратов ДЗЗ на показатели периодичности съёмки / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.И. Куренков, В.А. Капитонов // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2013. – №4(42) . – С. 170-180
38. Кирилин, А. Н. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии / А. Н. Кирилин, Р. П. Ахметов, В. П. Макаров, А. В. Соллогуб. – М.: Машиностроение, 2010. – 384 с.
39. Князева, Н. А. Повышение структурной живучести телекоммуникационной сети / Н. А. Князева // International Journal "Information Models and Analyses". – 2013. – Number 3, Vol.2 . – P. 275-284
40. Коваленко, А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / А.П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1975. – 248 с.
41. Копылов, В.М. Автоматическая диагностика и реконфигурация бортовых систем космического аппарата на основе телеметрических данных / В.М. Копылов, А.Ю. Кулаков // Инновационный арсенал молодёжи: труды пятой науч.-техн. конф. – 2014. – С.143-145

42. Кукушкин, С.С. Прикладные направления целевого применения кластеров малогабаритных космических аппаратов / С.С. Кукушкин, А.Ю. Потюпкин, Б.П. Николаев // «Двойные технологии». – 2008. – №2(43) . – С.64-74
43. Кулаков, А.Ю. Влияние сбоев и отказов системы управления движения на топливный ресурс космического аппарата и его срок активного существования / А.Ю. Кулаков // Инновационный арсенал молодёжи: труды пятой науч.-техн. конф. – 2014. –С.139-142
44. Кулаков, А.Ю. Задача выбора оптимальной конфигурации бортовых средств космического аппарата / А.Ю. Кулаков // Актуальные проблемы ракетно-космической техники : материалы четвёртой всероссийской науч.-техн. конф. – 2015. – С.126-128
45. Кулаков, А.Ю. Модель оценивания расхода топлива космического аппарата с учётом нештатных ситуаций / А.Ю. Кулаков // Известия ВУЗов. Приборостроение. – 2014. – т. 57, №11. – С.30-34
46. Кулаков, А.Ю. Повышение эффективности функционирования КА ДЗЗ за счёт структурного и функционального резерва / А.Ю. Кулаков // Инновационный арсенал молодёжи: труды четвёртой науч.-техн. конф. – 2013. – С.139-142
47. Кулаков, А.Ю. Функциональная реконфигурация чувствительных элементов СУД КА / А.Ю. Кулаков, А.Н. Павлов, Д.А. Павлов // Труды СПИИРАН. – 2013. – выпуск 5(28). – С.169-181
48. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения. Учебное пособие /В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во СГАУ, 2006. – 295 с.
49. Лохматкин, В. В. Прогнозирование производительности съёмки КА ДЗЗ с учетом надежности бортовых систем / В. В. Лохматкин, В. И. Куренко //Изв. Самарского науч. центра РАН. – 2013. – Т. 15, № 4 (2) . – С.465-472

50. Макаров, В.П. Диагностика состояния и реконфигурация отказоустойчивых гиросиловых систем космических аппаратов / В.П. Макаров, Е.И. Сомов // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: технические науки. – 2008. – № 1(21). – С.23-28
51. Максименко, С.Л. Анализ надёжности функционирования узлов цифровых СБИС со структурным резервированием и периодическим восстановлением работоспособного состояния / С.Л. Максименко, В.Ф. Мелехин // Информационно-управляющие системы. – 2013. – №2. – С.18-23
52. Можаяев, А. С. Аннотация программного средства "АРБИТР" (ПК АСМ СЗМА) / А. С. Можаяев // Вопросы атомной науки и техники. Серия «Физика ядерных реакторов». – 2008. – № 2. – С. 105-116
53. Можаяев, А. С. Теоретические основы общего логико-вероятностного метода автоматизированного моделирования систем / А. С. Можаяев, В. Н. Громов. – СПб.: ВИТУ, 2000. – 145 с.
54. Можаяев, А. С. Универсальный графоаналитический метод, алгоритм и программный модуль построения монотонных и немонотонных логических функций работоспособности систем / А. С. Можаяев // Моделирование и Анализ Безопасности и Риска: труды третьей международной научной школы МАБР. – 2003. – С. 101-110
55. Мусаев, А.А. Современное состояние и направления развития общего логико-вероятностного метода анализа систем / А.А. Мусаев, И.А. Гладкова // Труды СПИИРАН. – 2010. – выпуск 1(12). – С.75-97
56. Новые методы управления сложными системами = New control methods of complicated systems: сборник статей. – М.: Наука, 2004. – 333 с.
57. Овчинников, М.Ю. Разработка рекомендаций по управлению ориентацией микроспутника «Чибиc-М» в случае отказа части исполнительных органов / М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Д.С.

- Ролдугин, С.С. Ткачёв, С.О. Карпенко // Механика, управление и информатика (ИКИ РАН) . –2013. – №1(13). – С.132-145
58. Основы теории полёта космических аппаратов / под. ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
59. Охтилев, М.Ю. Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов / М. Ю. Охтилев, Б. В. Соколов, Р. М. Юсупов. – М.: Наука, 2006. – 410 с.
60. Павлов, А.Н. Структурная реконфигурация сложных объектов / А.Н. Павлов, В.А. Зеленцов, А.Ю. Кулаков // Журнал «Труды международного симпозиума надёжность и качество». – 2012. – С.146-148
61. Павлов, А.Н. Исследование генома двухполюсной сетевой структуры / А.Н. Павлов // Моделирование и анализ безопасности и риска в сложных системах: труды IX Международной научной школы МАБР. – 2009. – С.429–434
62. Павлов, А.Н. Комплексное моделирование структурно-функциональной реконфигурации сложных объектов / А.Н. Павлов // Труды СПИИРАН. – 2013. – выпуск №5(28). – С.143-168
63. Павлов, А.Н. Способ формализованного анализа структур сложных объектов / А.Н. Павлов, А.Ю. Кулаков, А.В. Войтович // Материалы конференции «Информационные технологии в управлении». – 2012. – с. 317-320
64. Павлов, А.Н. Направления решения проблемы планирования структурно-функциональной реконфигурации сложных объектов / А.Н. Павлов, А.Ю. Кулаков, А.В. Войтович, Д.А. Павлов // XIII Санкт-Петербургская международная конференция «Региональная информатика (РИ-2012)». – 2012. – С. 48
65. Павлов, А.Н. Методология и технологии многокритериального анализа критичности отказов функциональных элементов общесудовых систем

- / А.Н. Павлов, А.Ю. Кулаков, Д.А. Павлов // Вторая международная научно-практическая конференция «Имитационное и комплексное моделирование морской техники и морских транспортных систем» (ИКМ МТМТС 2013). – 2013. – С.78-85
66. Павлов, А.Н. Многокритериальный анализ критичности отказов функциональных элементов общесудовых систем и канализации электроэнергии судна / А.Н. Павлов, А.Ю. Кулаков, Д.А. Павлов // Первая научно-практическая конференция «Современные технологии автоматизации процессов борьбы за живучесть» (АПБЖ-2012). – 2012. – С.72-73
67. Павлов, А.Н. Об оценках структурной устойчивости монотонной системы / А.Н. Павлов, А.В. Панькин, А.Ю. Кулаков // Кибернетика и высокие технологии: материалы XIII междунар. науч.-техн. конф. – 2012. – С.22-31
68. Павлов, А.Н. Моделирование, оценивание и анализ сценариев деградации и восстановления структурных состояний катастрофоустойчивой информационной системы / А. Н. Павлов, Б. В. Соколов // Кибернетика и высокие технологии XXI века: тез. докладов X Международной научно-технической конференции. – 2009. – С.183-190
69. Павлов, А.Н. Подход к исследованию структурно-функциональной реконфигурации системы управления движением космического аппарата / А.Н. Павлов, К.Л. Григорьев, С.А. Осипенко, А.А. Слинко, А.Ю. Кулаков // «Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского». – 2016. – Вып. 655. – С. 17-23
70. Павлов, А.Н. Структурный анализ катастрофоустойчивых информационных система / А.Н. Павлов, Б.В. Соколов // Труды СПИИРАН. – 2009. – вып.8. – С.128-153
71. Павлов, А.Н. Динамическая модель управляемой реконфигурации дистрибуционной сети цепи поставок / А.Н. Павлов, Б.В. Соколов, Д.И.

- Иванов, А.Ю. Кулаков // Логистика: современные тенденции развития: материалы XI Междунар. науч.-практ. конф. – 2012. – С.249-252
72. Павлов, А.Н. Структурная динамика катастрофоустойчивой информационной системы / А. Н. Павлов, Б. В. Соколов // Моделирование и анализ безопасности и риска в сложных системах: труды IX Международной научной школы МАБР-2009. – 2009. – С. 85-93
73. Палкин, М.В. Управление угловым движением малого космического аппарата / М.В. Палкин, Р.А. Петухов // Наука и образование: науч. изд. МГТУ им. Баумана. – 2013. – №10. – С.193-204
74. Пападимитриу, Х. Комбинаторная оптимизация. Алгоритмы и сложность / Пападимитриу Х., Стайглиц К. – М.: Мир. – 1984. – 512 с.
75. Поленин, В. И. Применение общего логико-вероятностного метода для анализа технических, военных организационно-функциональных систем и вооруженного противоборства: монография, научное издание / В. И. Поленин, И. А. Рябинин, С. К. Свирин, И. А. Гладкова; под ред. А. С. Можяева. – СПб.: СПб–региональное отделение РАЕН, 2011. – 416 с.
76. Попов, В.К. Модели анализа устойчивости и живучести информационных сетей / В.К. Попов, В.П. Блукке, А.Б. Дворкин // Проблемы информатики. – №4. – 2009. – С.63-78.
77. Попов, В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. Пассивные и комбинированные системы / В.И. Попов. – М.: Машиностроение, 1986. – 183 с.
78. Разработка систем космического аппарата / Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. – М.: Альпина Паблишер, 2015. – 766 с.
79. Растригин, Л.А. Адаптация сложных систем / Л. А. Растригин. – Рига: Зинанте, 1981. – 375 с.

80. Раушенбах, Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
81. Рябинин, И.А. Надежность технических систем. Принципы и анализ / И.А. Рябинин. – М.: Мир, 1976. – 532 с.
82. Савкин, Л.В. Построение встроенной системы функционального контроля и диагностики бортового комплекса управления космического аппарата на базе реконфигурируемых вычислительных средств / Л.В. Савкин // Инновации в науке. – 2014. – №38. – С.83-90
83. Савкин, Л.В. Реализация алгоритмов распознавания сложных видов неисправностей и отказов бортовой аппаратуры космических аппаратов на основе встроенных реконфигурируемых диагностических систем / Л.В.Савкин, О.С. Ключко, А.С. Макаров // Universum: Технические науки. – 2014. – №11. – С.4
84. Скворцов, М.С. Метод оптимизации надёжности структурно-сложных технических систем на стадии проектирования: дис. ... канд. тех. наук: 05.13.01 / Скворцова Михаила Сергеевича. – СПб., 2011. – 123 с.
85. Серпухов, А.А. Использование электроракетных двигателей для управления движением космической лаборатории / А.А. Серпухов, А.В. Седельников // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2010. – Т. 1, №6. – С.334-335
86. Соколов, Б.В. Комплексное планирование операций и управление структурами в АСУ активными подвижными объектами / Б.В. Соколов. – СПб.: МО, 1992. – 232 с.
87. Соколов, Б.В. Концептуальные основы оценивания и анализа качества моделей и полимодельных комплексов / Б. В. Соколов, Р. М. Юсупов // Изд. РАН. Теория и системы управления. – 2004. – №6. – С.5-16
88. Тарасов, А.А. Стратегии функциональной перестройки отказоустойчивых информационных систем при различных видах деградации / А.А. Тарасов // Безопасность информационных технологий. – 2012. – № 2. – С.22-31

89. Теория систем с переменной структурой / Под ред. С.В. Емельянова. – М.: Наука, 1970. – 592 с.
90. Уколов, И.С. Интегрированные системы активного управления. Методы алгоритмической интеграции / И.С. Уколов, В.В. Бек, А.Р. Махлин; под ред. акад. Р. А. Белякова. – М.: Наука, 1986. – 180 с.
91. Управление космическими аппаратами и средствами наземного комплекса управления : учебник / Ю.С. Мануйлов, В.Н. Калинин, В.С. Гончаревский, Е.А. Новиков, И.И. Делий; под общ. ред. Ю.С. Мануйлов. – СПб.: ВКА им. Можайского, 2010. – 513 с.
92. Филимонов, Н.Б. Системы многорежимного регулирования: концепция, принципы построения, проблемы синтеза / Н.Б. Филимонов // Изв. вузов. Сер. Приборостроение. – 1988. – Т. 31, №2. – С.18-33.
93. Ходенко, В.П. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата / В.П. Ходенко, А.В. Хромов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2009. – т. 109, №2. – С.27-32
94. Шереметьев, А.Г. Волоконный оптический гироскоп / А.Г. Шереметьев. – М.: Радио и связь, 1987. – с. 152.
95. Briley B., Reliability Polynomial Forensics / B. Briley // Motorola GSG Technology Journal. – 2005.
96. Eickhoff, J. Onboard computers, onboard software and satellite operations: An introduction / J. Eickhoff. – Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg. – 2012. – 282 p.
97. Lakey, D. T. Multi-Mission End-to-End OBSP Configuration Control / D. T. Lakey, M. Eiblmaier, M. Denis, B. de Teixeira Sousa, R. Porta, T. Francisco // The 12th International Conference on Space Operations: SpaceOps. – 2012. – P.2322-2332
98. Morgan, P. S. Fault protection techniques in JPL Spacecraft / P. S. Morgan // Proceedings of the First International Forum on Integrated System Health Engineering and Management in Aerospace (ISHEM). – 2005. – P.39-40

99. NASA Technology Roadmaps, TA4: Robotics and Autonomous Systems, May 2015 [Электронный ресурс] / Режим доступа: <http://www.nasa.gov/offise/oct/home/roadmaps/index.html> (состояние на 30.08.2017)
100. Pavlov, A.N. Complex modeling of the structural-functional reconfiguration of supply chain / A.N. Pavlov, B.V. Sokolov, V.A. Zelentsov, A.Yu. Kulakov, D.A. Ivanov // Proceedings of the 12th International Conference “Reliability and Statistics in Transportation and Communication” (RelStat’12). – 2012. – P.261-265
101. Olive, X. FDI(R) for satellites: How to deal with high availability and robustness in the space domain? / X. Olive // International Journal of Applied Mathematics and Computer Science. – 2012. – vol. 22, no. 1. – P.99-107
102. Ferraguto, M. The On-Board Control Procedures Subsystem for the Herschel and Planck Satellites / M. Ferraguto, T. Wittrock, M. Barrenscheen, M. Paakko, V. Sipinen // The 32nd Annual IEEE International Computer Software and Applications: COMPSAC '08. – 2008. – P.1366-1371
103. Schwab, A. OBСP – An integrated part of the BepiColombo Autonomy and Flexibility / A. Schwab, R. Eilenberger, W. Zur Borg // The 12th International Conference on Space Operations: SpaceOps. – 2012. – P.2257-2265
104. Steiger, C. OBSM Operation Automation through the use of On-board Control Procedures / C. Steiger, R. Furnell, and J. Morales // Montreal, Canada. – 2004. – doi: 10.2514/6.2004-505-300
105. Steiger, C. On-Board Control Procedures for ESA's Deep Space Missions Rosetta and Venus Express / C. Steiger, R. Furnell, and J. Morales // Proceedings of DASIA. – 2005. – P.60-72

106. Zolghadri, A. Advanced model-based FDIR techniques for aerospace systems: Today challenges and opportunities / A. Zolghadri // Progress in Aerospace Sciences. – 2012. – Vol. 53. – P.18-29