

А.В. СТАРКОВ, В.Ю. РАЗУМНЫЙ

**УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ
АППАРАТАМИ С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ
БЕЗОПАСНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ
ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ**

Монография

Москва
Издательство
2024 год

УДК 629.78.05.01

ББК 39.62

С77

С77 Старков А.В.

Автоматизация решения задач управления космическими аппаратами с учетом требований безопасности проведения динамических операций: Монография / А.В. Старков. В.Ю. Разумный XXXXXXXXXXXXXXXXXXXX ISBN XXXXXXXXXXXXXXXXXXXX

Настоящая монография охватывает ряд вопросов, связанных с разработкой алгоритмов управления КА с учетом требований безопасности их проведения, разработкой и применением методики создания программно-моделирующего комплекса для автоматизации отработки средств проведения динамических операций КА. Предложены математические модели и синтезированы алгоритмы управления для проведения динамических операций для КА на высокоэллиптических и круговых орбитах.

С практической точки зрения, в книге определены принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса. Приведены примеры решения типовых операций выведения и изменения орбиты КА.

ISBN XXXXXXXXXXXXXXXXXXXX

© XXXXXXXXXX, 2024

© Старков А.В., 2024

СОДЕРЖАНИЕ

Сокращения и обозначения	5
Введение	7
1 Анализ требований, предъявляемых к средствам отработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций	11
1.1 Причины возникновения опасных ситуаций с КА	11
1.2 Основные направления, пути и средства повышения надёжности и безопасности управления КА	16
1.3 Требования, предъявляемые к средствам отработки проведения динамических операций КА	21
1.3.1 Требования к алгоритмическому обеспечению	22
1.3.2 Требования к программно-моделирующему комплексу	29
1.4 Перечень задачи	29
2 Математические модели и алгоритмы проведения орбитальных коррекций КА при выполнении динамических операций	31
2.1 Математическая модель движения центра масс в задаче высокоточного определения и прогнозирования состояния КА	31
2.1.1 Системы координат и уравнения движения КА	31
3 Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА	33
3.1 Состав системы ориентации и управления движением	36
3.2 Состав и структура программно-моделирующего комплекса	41
3.3 Диспетчер событий и глобальных переменных	47
3.3.1 Организация данных и дескрипторы	50
3.3.2 Учет ограничений и моделирование случайных возмущений	53
3.4 Основные алгоритмы проведения расчётов в управляющем модуле и организации взаимосвязи между компонентами программного комплекса	54
3.4.1 Учет частоты срабатывания бортовых систем КА	54
3.4.2 Методика интегрирования уравнений движения. Определение текущего шага интегрирования	56
3.4.3 Организация работы управляющего модуля с использованием диспетчера событий и глобальных переменных	60
3.5 Методика построения и создание базы данных программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций и обслуживания КА	62

4	Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций	69
4.1	Отработка средств выведения КА на высокоэллиптическую орбиту	69
4.2	Отработка средств выведения КА на круговую орбиту	92
4.3	Отработка динамических операций КА на высокоэллиптической орбите . .	107
4.4	Отработка динамических операций КА на круговой орбите	112
	Заключение	117
	Список литературы	119

СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

БД – база данных
БКУ – бортовой комплекс управления
БТ – большая тяга
БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс
ГСО – геостационарная орбита
ДУ – двигательная установка
ДСГП – диспетчер событий и глобальных переменных
ИВС – информационно-вычислительная система
КА – космический аппарат
КДУ – корректирующая двигательная установка
КБО – комплекс бортового оборудования
КС – космическая система
ЛА – летательный аппарат
МТ – малая тяга
НИП – наземный измерительный пункт
НКО – низкая круговая орбита
НРТК – наземный радиотехнический комплекс
ОПО – общее программное обеспечение
ОС – операционная система
ПАО – программно-алгоритмическое обеспечение
ПМК – программно-моделирующий комплекс
РКТ – ракетно-космическая техника
СЧ – составная часть
СО – система ориентации
СК – система коррекции
СУ – система управления
СУД – система управления движением
ТНП – текущие навигационные параметры
БД – база данных
БКУ – бортовой комплекс управления

Старков А.В. Разумный В.Ю. Управление КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

ВВЕДЕНИЕ

В результате человеческой деятельности количество управляемых и неуправляемых космических объектов в околоземном пространстве с каждым годом растет, а вероятность столкновения космических объектов друг с другом - увеличиваться. Столкновения и разрушения космических аппаратов (КА) приводят к образованию новых крупных фрагментов и осколков. По приблизительным оценкам, в околоземном пространстве находится более девяти тысяч объектов с размерами более 10 сантиметров, десятки тысяч с размерами 1-10 сантиметров и сотни тысяч с размерами менее 1 сантиметра. В последнее время «космический мусор» стал представлять все большую опасность для вновь запускаемых КА, но приемлемые способы борьбы с ним пока не разработаны. Поэтому потребность в обеспечении безопасного проведения динамических операций в околоземном пространстве очевидна.

Уменьшение угрозы столкновения КА с другими космическими объектами представляет собой сложную организационно-техническую задачу. Учитывая современный уровень засоренности околоземного пространства, следует рассматривать концепции пассивной и активной защиты КА от столкновений. Активная защита подразумевает выполнение динамических операций при выведении КА на орбиту (в том числе с использованием разгонного блока), переориентацию на орбите для использования фрагментов корпуса КА в качестве экранной защиты, выполнение на орбите маневров уклонения от столкновения, выполнение маневров по захоронению отработавших КА.

Проводимые динамические операции должны быть безопасными. Под безопасностью динамической операции КА будем подразумевать выполнение им маневров, которые не ухудшают функциональные возможности надсистемы. В этом смысле «космический мусор» и другие космические объекты могут рассматриваться как дополнительные ограничения в оптимизационной задаче.

Основой обеспечения высокого уровня надежности и безопасности при проведении динамических операций является всесторонняя экспериментальная отработка изделий в условиях максимально приближенных к реальным условиям функционирования, применение математического, имитационного и физического моделирования, летных демонстраторов и комплексных стендов; сочетание математического и физического моделирования с натурными испытаниями; развитие экспериментально-испытательной базы и методов математического моделирования для обеспечения требуемого уровня надёжности и безопасности. Одним из основных направлений развития экспериментальной базы является разработка и внедрение современных средств математического моделирования, учитывающих условия и параметры функционирования этих изде-

лий в полёте, включая соответствующее математическое обеспечение.

Настоящее учебное пособие посвящено вопросам создания алгоритмического и программного обеспечения для автоматизации отработки безопасного проведения динамических операций КА. Для этой цели в учебном пособии:

1. Рассмотрены требования, предъявляемые к средствам безопасного проведения динамических операций КА.
2. Представлены математические модели бортовых систем КА и внешней среды.
3. Предложены математические модели проведения динамических операций для КА на высокоэллиптических и круговых орбитах.
4. Определены принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса.

В первом разделе проводится анализ требований, предъявляемых к средствам безопасного проведения динамических операций КА. В целом, основные проблемы с безопасностью связаны с отслеживаемыми и потенциально наблюдаемыми объектами. Рассматриваются основные причины опасных ситуаций с КА в околоземном космическом пространстве, приводящие к возможности их столкновений. В соответствии с принципом декомпозиции весь перечень опасных ситуаций привязывается к фазам активного существования КА: выведения, испытания, эксплуатации и утилизации. Формируются требования к средствам безопасного проведения динамических операций для каждой фазы с учетом орбитального построения и целевой задачи.

Для разработки, а главное отработки средств проведения динамических операций КА необходимы новые подходы, современные алгоритмические и инструментальные средства, охватывающие все стадии разработки и интеграции программного обеспечения.

При этом важным средством для экспертной оценки безопасности управления КА является создание моделирующего комплекса для расчёта безопасности управления орбитальным движением КА.

Результатами первого раздела можно считать требования, предъявляемые к программно-математическому обеспечению для отработки средств проведения динамических операций КА.

Во втором разделе приводятся математические модели бортовых систем КА и внешней среды. Основное внимание уделяется учету факторов, существенно влияющих на проведение динамических операций. Рассматривается методика проведения динамических операций, связанных с выводением КА и

проведением маневров на орбите. Формулируется постановка задачи управления. Рассматриваются различные подходы к ее решению. Классическим алгоритмом является изменение высоты перигея и периода обращения. В качестве альтернативы классическому алгоритму, с использованием стохастического и гарантирующего подходов, синтезируется алгоритм управления средней длиной орбиты. Обоснована возможность использования синтезируемого алгоритма для совмещения задач удержания требуемой орбиты и выполнения динамических операций в ее окрестности. В заключении предлагается терминальный алгоритм управления движением, позволяющий выполнять не только динамические операции на этапе ввода КА в орбитальную группировку, но и, при необходимости, выполнения срочного маневра уклонения, а также на этапе захоронения отработавшего КА.

Третий раздел посвящен вопросам методики определения принципов построения технического облика и создания программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций и обслуживания КА. Так как основой активной защиты КА является проведение орбитальных маневров, то в начале раздела рассмотрены вопросы, связанные с составом системы ориентации и управления движением КА.

Определяется многоуровневая архитектура программного комплекса. На верхнем уровне находится ядро программно-моделирующего комплекса, которое взаимодействует с базой данных, хранящей исходные данные для моделирования. Заложенный в ядро принцип объектно-ориентированного программирования позволяет легко его модифицировать в зависимости от фазы полета или постановки решаемой задачи, не меняя при этом сущности моделирования. Формируется структура и программно-алгоритмическое обеспечение ядра программно-моделирующего комплекса, а также системы управления данными и представления результатов моделирования.

В четвертом разделе приводятся примеры математического моделирования, демонстрирующие возможности программно-моделирующего комплекса, возможность его применения для отработки средств проведения динамических операций по выведению КА на круговую и высокоэллиптическую орбиту, а также выполнения маневров на них. Проводится интерпретация полученных результатов, подтверждающая правильность предложенных математических моделей и принципов построения программно-моделирующего комплекса для решения задач отработки безопасного проведения динамических операций КА на наиболее важных орбитах и возможности расширения перечня решаемых задач.

Старков А.В. Разумный В.Ю. Управление КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

1. АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫХ К СРЕДСТВАМ ОТРАБОТКИ ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ КА ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ОПАСНЫХ СИТУАЦИЙ

1.1. Причины возникновения опасных ситуаций с КА

Со времени запуска первого искусственного спутника Земли состоялось более 4600 запусков носителей, которые вывели на орбиту свыше 6000 спутников. Около 400 из них находятся либо выше «пояса ГСО», либо на межпланетных траекториях. В настоящее время насчитывается около 800 работоспособных спутников. По грубой оценке, 45% из них находится на низких круговых орбитах (НКО) и ГСО [40,41].

«Космический мусор» образуют неактивные КА, последние ступени носителей, а также фрагменты КА, образовавшиеся в результате взрывов и столкновений. Количество таких искусственных объектов постоянно увеличивается.

По данным Национального Центра Космических Исследований Франции (Centre National d' Études Spatiales, CNES) в 2008 году они имели 881 тревогу, при этом 344 случая имели риск реального столкновения. Из всех этих рисков 13 были определены как потенциальные столкновения и 2 требовали проведения маневра увода КА.

В табл. 1.1 приведены сведения об имевших место столкновениях на околоземных орбитах. Выделенные в таблице три из них произошли с участием активных спутников.

Огромная разница между числом сближений и реальных столкновений означает, что неопасных событий существует много больше, чем реально грозящих столкновением. В общем случае будем исходить из того что опасная ситуация может возникнуть как с участием активного КА и мусора, так и между активными КА, а также при выведении КА на орбиту в области низких круговых орбит, геостационарных орбит и навигационных КА.

В качестве примера рассмотрим случай столкновения КА 10 февраля 2009 года, когда в 11:56 по восточно-европейскому времени была потеряна связь со спутником «Iridium 33». Наземный измерительный пункт (НИП) подтвердил, что были зафиксированы две группы обломков, из которых одна соответствует наклонению орбиты Iridium (86 град), а вторая наклонению орбиты спутника «Космос-2251» (74 град). С учетом разницы долгот восходящих узлов, плоскости их орбиты пересеклись под углом почти 90 град над северным полушарием. Каждый объект двигался со скоростью около 7,5 км/с, суммарная скорость в момент соударения составила около 10 км/с. Было выдвинуто предположение, что

Табл. 1.1.

Сведения о столкновениях КА

1991	Столкновение неактивного КА «Космос-1934» с каталогизированным КА «Космос-296» («мусором»)
1996	Столкновение активного французского КА Cerise с каталогизированным «мусором» – ступенью ракеты Ariane
1997	Неактивный КА NOAA-7 столкнулся с крупным некаталогизированным объектом, в результате чего орбита КА изменилась и образовался новый мусор
2002	Неактивный КА «Космос-539» столкнулся с крупным некаталогизированным объектом, в результате чего орбита NOAA-7 изменилась и образовался новый мусор
2007	Ракета США столкнулась с каталогизированным мусором от китайской ракетной ступени
2007	Активный КА «Meteosat 8» столкнулся с крупным некаталогизированным объектом, в результате чего орбита КА изменилась и образовался новый мусор
2009	Столкновение активного КА «Iridium 33» с неактивным КА «Космос-2251»
2013	Столкновение КА «Блиц» с космическим мусором размером 0.5 см
2016	Столкновение КА «Sentinel-1A» с космическим мусором размером 1 см
2019	Столкновение КА «Sentinel-1A» с космическим мусором размером 1 см

«Iridium 33» выполнил маневр уклонения от столкновения с другим объектом. В результате он столкнулся с «Космосом-2251».

Другим предположением было то, что столкновение явилось следствием изменения орбиты КА Космос 2251 вследствие кинетического воздействия на него крошечного анти-спутника. Фактических оснований для какого-либо из этих сценариев нет, в чем можно убедиться, проверив несколько последних определений параметров орбит каждого объекта по каталогу SpaceTrack (<http://www.space-track.org/>).

При этом никаких существенных изменений в движении объектов до столкновения не было. Отсюда можно сделать вывод, что для предотвращения опасной ситуация:

Анализ требований, предъявляемых к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций

- не была вовремя спрогнозирована с учетом всей космической обстановки;
- не был смоделирован и отработан безопасный маневр уклонения.

Само по себе столкновение этих объектов привело к образованию космического мусора на рабочих орбитах КА Iridium и Космос.

Было бы неправильным искать способы предотвращения столкновений, ограничиваясь только учетом объектов искусственного происхождения. В околоземном космосе много объектов.

В целом, существует два основных типа объектов: природного и техногенного характера (далее-искусственные). Их целесообразно разделить на категории [40,41].

Природные объекты это метеорные частицы и микрометеороиды-фрагменты астероидов и комет. С учетом очень малого размера (обычно меньше, чем несколько миллиметров в диаметре), они считаются ненаблюдаемыми, особенно с использованием наземных методов. Тем не менее, они представляют угрозу для космических аппаратов, из-за своей высокой скорости, иногда более 70 км/с, хотя в среднем она составляет около 20 км/сек. Такие скорости обусловлены тем, что природные объекты находятся на орбите вокруг Солнца, а не Земли. Они не отслеживаются и не каталогизируются, их количество оценивается с использованием статистических моделей, которые, в частности, строились с использованием результатов исследования возвращенных на Землю «Шаттлами» спутников, поверхность которых изрешечена крошечными отверстиями и ударными кратерами.

Объекты искусственного характера это «орбитальный мусор», состоящий из остатков от деятельности человечества на околоземной орбите. Каждый раз, когда мы запускаем спутник в космос, мы оставляем что-то позади него на орбите Земли. По крайней мере, кроме самого спутника, это одна или более ступеней ракет, а так же сопутствующий мусор – разрывные болты, крышки объективов, частицы твердого ракетного топлива. Количество фрагментов может быть как незначительным (несколько десятков штук), так и экстремальным (более тысячи). В этой категории искусственных объектов выделяют три основные группы: отслеживаемые, потенциально отслеживаемые и неотслеживаемые.

Табл.1.2 обобщает эти определения по размерам и количеству. Размер (диаметр) отслеживаемых объектов 10 см объясняется разрешающей способностью РЛС и оптических средств НИП. Объекты от одного до десяти сантиметров в диаметре могут быть отслежены только некоторыми современными РЛС, которых в настоящее время недостаточно. РЛС Haystack и Goldstone, ко-

которые эксплуатируются Массачусетским технологическим институтом и Лабораторией реактивного движения НАСА соответственно, в благоприятных условиях могут отслеживать объекты до нескольких миллиметров в диаметре. Но они работают всего нескольких сотен часов в год. Более надежное отслеживание объектов в этой категории могли бы РЛС, работающие в S-диапазоне (S-барьер). Размер неотслеживаемых объектов искусственного происхождения можно оценить с помощью моделей, полученных в части от изучения спутников, возвращенных из космоса.

Табл. 1.1.

Сведения о столкновениях КА

Категория	Диаметр	Оценка количества	Потенциальный риск столкновения с КА
Отслеживаемые	Более 10 см	19,000 и более	Полное разрушение
Потенциально отслеживаемые	Более 1 см	Несколько сотен тысяч	Полное или частичное разрушение
Неотслеживаемые	Менее 1 см	От миллионов до миллиардов шт.	Ухудшение свойств – потеря сенсоров или подсистем, эрозия и т.д.

В целом, основные проблемы с безопасностью связаны с отслеживаемыми и потенциально отслеживаемыми объектами. Из-за чрезвычайно высокой скорости, а, следовательно – импульса количества движения, считается нецелесообразным экранировать КА от воздействия объектов диаметром больше, чем один сантиметр. Таким образом, эти объекты представляют значительный риск уничтожения всего спутника или провала миссии.

Риски потенциального воздействия объектов размером меньше одного сантиметра могут быть уменьшены в некоторой степени посредством экранирования конструкции и, как правило, представляют опасность повреждения спутника или подсистемы, а не полного его уничтожения.

В результате человеческой деятельности популяция управляемых и неуправляемых КО в околоземном пространстве с каждым годом будет расти, а вероятность столкновения космических объектов друг с другом - увеличиваться. Столкновения приводят к образованию новых крупных фрагментов и осколков. Так как средняя относительная скорость сближений КО на низких орби-

Анализ требований, предъявляемых к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций

тах составляет примерно 10 км/с, то очевидно, что встреча на таких скоростях представляет серьёзную опасность для любого КА. Эффективных мер защиты космических аппаратов от объектов размером >1 см на сегодняшний день недостаточно. Из выше сказанного очевидна потребность в обеспечении безопасного проведения динамических операций.

Существуют различные причины опасных ситуаций с КА в околоземном космическом пространстве, приводящие к возможности их столкновений:

- неточное выведение КА на заданную орбиту;
- недостаточная точность моделирования и прогнозирования движения РБ и КА;
- не полный учёт возмущающих факторов, действующих на РБ и КА;
- невозможность использования данных ГЛОНАСС и GPS, средств автономной навигации;
- неточность обработки управляющих воздействий при выведении и на участке орбитального полёта;
- неточность алгоритмов и расчёта требуемого маневра;
- недостаточная точность ориентации и стабилизации при выполнении динамических операций;
- недостаточное знание точного положения другого управляемого КА, с которым возможно сближение;
- непрогнозируемое маневрирование угрожающих КА для решения собственных задач либо вследствие нештатных ситуаций;
- ошибки в планировании маневра уклонения;
- неточность бортовых алгоритмов;
- отказ бортовых систем;
- старение КА, приводящее к изменениям в работе бортовых систем и в результате к ошибкам в исполнении маневров;
- нештатные ситуации, связанные с частичной (временной) или полной потерей управляемости КА.

Кроме этого, опасность для КА представляет незнание траекторий движения крупных объектов космического мусора, скоплений мелких фракций техногенного космического мусора, а также метеороидов. Это может приводить не только к столкновениям, но и к отрицательным изменениям характеристик аппаратуры и материалов конструкции КА. Воздействие метеороидов и техногенных частиц «средних» размеров, т.е. недостаточно крупных для регулярного наблюдения средствами контроля космического пространства, приводит к значительным нарушениям в функционировании КА или даже к катастрофическим последствиям. Существенно повлиять на безопасность КА может неуправляемый сход с орбит крупных космических объектов.

1.2. Основные направления, пути и средства повышения надёжности и безопасности управления КА

Решение проблем обеспечения качества, надежности и безопасности эксплуатации перспективных космических комплексов и их изделий на новом мировом уровне является задачей многоплановой и комплексной, которая обусловлена необходимостью использования передовых отечественных и зарубежных достижений в этой области, применения высоконадежных деталей и технологий надёжного автоматизированного проектирования. В настоящее время требуется всесторонняя экспериментальная отработка изделий ракетно-космической техники (РКТ) при максимальной имитации реальных внешних и внутренних условий их функционирования (математическое моделирование, автономные и комплексные испытания опытных образцов).

Для повышения надёжности, качества РКТ и сокращения сроков её создания в первую очередь необходимо внедрение самых новых информационных технологий, интеллектуальных бортовых систем с гибкой перестраиваемой структурой, бортовых и наземных оперативных систем поддержки и принятия решений на основе формирования банков данных и баз знаний, внедрение технологий наземной экспериментальной отработки с использованием физического и математического моделирования.

К возникновению опасных ситуаций на этапах выведения, испытаний и эксплуатации может приводить отсутствие необходимой информации о представляющих опасность маневрирующих КА, так как в настоящее время их маневры и изменение орбиты не учитываются при проведении работ с КА. Отсутствие данных для расчётов параметров оптимальных маневров перехода на целевую орбиту в плане обеспечения безопасности не позволяет быстро и точно производить отсев космических объектов, не представляющих опасность для маневрирующего КА. Это не позволяет также оперативно выбрать новую схему маневрирования при возникновении нештатной ситуации.

Проблемные вопросы имеют некоторые особенности для различных типов орбит, однако общим примером могут служить геостационарные орбиты. Ускоренное заселение геостационарных орбит космическими аппаратами приводит к увеличению космического мусора на этих орбитах. Сейчас около 400 геостационарных спутников управляются внутри выделенного долготного диапазона, включая спутники, которые удерживаются только по долготе. Большое количество крупных объектов дрейфует на орбитах, близких к геостационарной. Кроме этого, в геостационарной зоне находится множество мелких элементов космического мусора. Межагентским координационным комитетом по космическому мусору (МККМ) разработаны руководящие принципы по предупреждению образования космического мусора. Важными принципами являются: уменьшение вероятности случайного столкновения на орбите и увод космических систем с рабочих орбит после завершения целевого функционирования. Защищаемая область, согласно документам МККМ, определяется как сегмент сферической оболочки из требований к высоте (H) и широте (B): $H_{min} = H_{geo} - 200$; $H_{max} = H_{geo} + 200 \text{ km}$; $-15^\circ \leq B \leq 15^\circ$. $H_{geo} \approx 35786$ км. На этапах испытаний и целевого применения важно, чтобы космический аппарат не сталкивался с космическим мусором и другими космическими аппаратами, как в периоды нахождения в выделенной орбитальной позиции, так и в периоды перевода из одной орбитальной позиции в другую. На этапе увода также необходимо избежать столкновений с другими спутниками в начальный период, когда скорость увода ещё мала и спутник перемещается через рабочие зоны других спутников. Маневр увода должен быть выполнен так, чтобы переместить космический аппарат на орбиту, которая остается выше защищаемой геостационарной области. Требования МККМ определяют, что минимальное увеличение высоты перигея должно составлять 275-300 км.

Круг задач по обеспечению безопасности спутников на ГСО можно разделить на четыре большие группы: обеспечение безопасности спутника непосредственно после выведения спутника на геостационарную орбиту (в начальный период после отделения спутника от средств выведения), обеспечение безопасности переводов спутников в другую орбитальную позицию, обеспечение безопасности удержания спутников в близких орбитальных позициях или в одной орбитальной позиции, обеспечение безопасности на стадии завершения фазы активного существования спутников.

При рассмотрении задач первой группы определяющими являются возможные параметры движения спутника после отделения от разгонного блока на целевой орбите. Обычно контролируются погрешности выведения по периоду обращения спутника, эксцентриситету и наклонению орбиты. Они не должны превышать расчётных для геостационарного спутника значений. Ошибки выведения могут привести к первоначальному нахождению спутника в области

отличной от расчётной области выведения или более широкой области, чем расчётная область для данного спутника. В таких случаях необходимо до запуска проводить анализ возможных ошибок выведения, а после выведения оперативно определять параметры орбиты запущенного спутника и оценивать возможность его опасного сближения с другими спутниками. В настоящее время анализ возможности сближения спутника после его выведения на орбиту с другими спутниками проводится не всегда, так как во многих случаях отсутствует каталогизированная информация о месте нахождения других близких спутников. Во избежание столкновений необходимо знать точное местонахождение спутников и объектов космического мусора, находящихся вблизи области выведения спутника. Так как движение геостационарных спутников постоянно корректируется, только операторы спутников владеют полной информацией о проводимых и планируемых коррекциях. Тем не менее, обмен между спутниковыми операторами при запусках новых спутников во многих случаях отсутствует. Отсутствуют также единые для всех спутниковых операторов стандарты обменных файлов и порядок предоставления орбитальной информации.

После выведения спутника на геостационарную орбиту проводятся его испытания. Часто они осуществляются не в выделенной для спутника штатной орбитальной позиции, поэтому спутник необходимо перемещать в другие долготные зоны. В процессе эксплуатации и замены спутников они также могут перемещаться из одной орбитальной позиции в другую. Приведение спутника в требуемую для испытаний орбитальную позицию после его выведения на орбиту или рабочую орбитальную позицию обычно состоит из пассивного перемещения спутника к выбранной долготе, коррекций разгона и торможения, а также коррекций наклона его орбиты.

В процессе приведения спутника в необходимое орбитальное положение обычно контролируются сидерический период обращения спутника, гринвичская долгота подспутниковой точки, эксцентриситет и наклонение орбиты. Для разных боксов удержания в конечном после перевода положении существуют различные требования к ошибкам приведения. Для бокса $\pm 0.05^\circ$ по долготе и широте приведение считается завершённым, если выполнены следующие требования к параметрам орбиты: $\Delta T \leq 3$ с, $\Delta L \leq 0.05^\circ$, $e < 0.0004$, $i < 0.05^\circ$. Здесь ΔT – отклонение сидерического периода обращения спутника от звёздного периода вращения Земли, ΔL – отклонение конечной средней долготы от средней долготы бокса удержания, e – эксцентриситет конечной орбиты, i – наклонение конечной орбиты. Для спутников с двигателями малой тяги, не имеющих апогейного двигателя, коррекции приведения обычно начинают проводить через несколько суток после отделения спутника от средств выведения, когда завершаются проверки правильности функционирования системы коррекции и бортового комплекса управления. Этот период является наиболее опасным для

Анализ требований, предъявляемых к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций

спутника в случае больших ошибок выведения и нахождения рядом с ним других спутников.

Параметры орбиты спутника после выведения определяются по результатам обработки первого штатного цикла измерений текущих навигационных параметров (ТНП), который может проводиться на сокращённом временном интервале в течение 0.5-1 суток, что также вносит ошибки в определение положения спутника. После этого составляется предварительный план коррекций орбиты или план приведения спутника в требуемую орбитальную позицию с использованием номинальных значений тяг двигателей коррекции. После проведения первого цикла коррекций для двигателей очень малой тяги или одной коррекции для двигателей малой тяги осуществляется измерение текущих навигационных параметров спутника, уточняются параметры орбиты после выполнения коррекций, тяга двигателей и корректируется дальнейший план коррекций. План коррекций в простейшем случае представляет набор параметров, включающих: номера двигателей, даты проведения коррекций, время включения и выключения, тяги или ускорения двигателей.

При приведении спутника в заданную орбитальную позицию обычно проводятся следующие операции [42,46]: измерение ТНП до включения двигателей, расчёт элементов орбиты, пробные включения двигателей, уточнение тяги двигателей, выполнение коррекций наклонения, измерение ТНП после включения двигателей, расчёт параметров орбиты, уточнение предварительного плана приведения, выполнение коррекции периода обращения для придания спутнику заданной скорости движения по долготе, измерение ТНП для уточнения достигнутой скорости пассивного перемещения, уточнение плана торможения спутника на заданной долготе, выполнение коррекции периода обращения с целью торможения в окрестности заданной долготы, измерение ТНП после коррекции периода, расчёт параметров орбиты, уточнение тяги и последнего включения двигателей для точной постановки спутника в заданную орбитальную позицию, выполнение последней коррекции, уточнение параметров орбиты.

В зависимости от приращения характеристической скорости за счёт работы двигателей коррекции может достигаться различная скорость перемещения спутников по долготе. В соответствии с изложенным порядком проведения операций после достижения заданной скорости спутник некоторое время движется пассивно со скоростью до нескольких градусов в сутки. Далее он тормозится до скорости дрейфа близкой к нулю в новой орбитальной позиции. Для того, чтобы гарантированно обойти зоны удержания спутников в диапазоне $\pm 0.1^\circ$ по широте и долготе необходимо изменить высоту спутника более чем на 30 км. При скорости перемещения 1° в сутки высота орбиты изменяется примерно на 80 км. Таким образом, скорость движения менее 0.4° в сутки является уже опасной для других спутников. При такой скорости остановить с требуе-

мой точностью средний геостационарный спутник с помощью часто используемых двигателей очень малой тяги непосредственно в рабочей зоне не всегда возможно [8], так как заданная точность торможения обычно достигается двумя включениями с проведением между ними измерениями текущих навигационных параметров. Использование двигателей малой тяги также сопряжено с ошибками торможения, что требует дополнительных включений. Таким образом, при переводах геостационарных спутников на другую долготу существует опасная зона, превышающая рабочую зону удержания спутника по долготе [42,46]. В связи с этим при переводах спутника на другую долготу также необходимо обмениваться данными с другими спутниковыми операторами вблизи опасных зон, где спутник имеет скорость движения меньше, чем примерно 0.4° в сутки. При обмене данными необходимо контролировать расстояние между спутниками и в случае опасного сближения проводить согласованный манёвр для разведения спутников на безопасное расстояние.

Важное место в проблеме уменьшения засорённости геостационарных орбит имеет обеспечение безопасности удержания спутников в близких орбитальных позициях или в одной орбитальной позиции. Совместное безопасное удержание нескольких геостационарных спутников в одной орбитальной позиции (коллокация) позволяет исключить разрушение спутников в результате их столкновения.

Обеспечение безопасности на стадии завершения фазы активного существования спутников также требует определённых заключительных операций. Заключительные операции включают: блокировку программ и программно-временных устройств, отключение аппаратуры ретрансляторов, увод спутника на более высокую орбиту, проведение измерений параметров орбиты после увода, проведение заключительных операций с модулем служебных систем (отключение нагрузки химических батарей; выдача команд на отключение блока автоматики и стабилизации, блока контроля и регулирования напряжения, солнечных батарей), контроль пропадания сигналов со спутника. В начальной стадии увода спутника также необходимо контролировать его положение относительно других спутников, особенно если осуществляется коллокация нескольких спутников в одной рабочей зоне. Это является наиболее актуальным при использовании для увода спутника двигателей очень малой тяги.

В результате рассмотрения данного круга задач по обеспечению безопасного управления спутниками на геостационарных орбитах можно сделать вывод о том, что на всех этапах существования геостационарных спутников может возникнуть опасность столкновений спутников, если отказаться от всесторонней совместной экспериментальной отработки изделий.

Таким образом, основой обеспечения высокого уровня надежности и безопасности при эксплуатации КА является всесторонняя экспериментальная от-

Анализ требований, предъявляемых к средствам отработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций

работка изделий в наземных условиях, близких к условиям их функционирования в полете, включая имитацию возможных аварийных условий. Принципами экспериментальной отработки являются: проведение в обязательном порядке экспериментальной отработки изделий создаваемых образцов в условиях, максимально приближенных к реальным условиям функционирования; применение математического, имитационного и физического моделирования, летных демонстраторов и комплексных стендов; сочетание математического и физического моделирования с объемами натурных испытаний; развитие экспериментально-испытательной базы и методов математического моделирования для обеспечения требуемого уровня надёжности и безопасности.

Одним из основных направлений развития экспериментальной базы является разработка и внедрение современных средств математического моделирования условий и параметров функционирования этих изделий в полёте, включая соответствующее математическое и алгоритмическое обеспечение. При этом, важным средством для оценки безопасности управления КА является создание программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА. В качестве основной концепции при создании подобного комплекса целесообразно положить принцип создания единой базовой подсистемы – типового унифицированного программного средства, методический и алгоритмический аппарат которого позволяет проводить определение движения всего множества КА ближнего и среднего космоса, гибко реагируя при этом на изменение параметров орбит КА, допустимых значений показателей качества и различных моделей измерений.

1.3. Требования, предъявляемые к средствам отработки проведения динамических операций КА

Для разработки, а главное отработки средств проведения динамических операций КА необходимы новые подходы, современные алгоритмические и инструментальные средства, охватывающие все стадии разработки и интеграции программного обеспечения. Обеспечение необходимых требований по точности и оперативности, предъявляемых к получению данных о положении КА на орбитах, требуется обоснованно выбрать математическую модель движения КА, состав учитываемых возмущающих факторов, методы интегрирования системы дифференциальных уравнений, а также, при необходимости, методы интерполирования параметров движения КА на заданные моменты времени. Необходим также точный анализ способов расчета относительного движения множества космических объектов в целях наиболее точного определения их взаимного положения и, как следствие этого, определения возможного опасного сближения КА друг с другом или другим космическим объектом и предот-

вращения их столкновений.

Важным средством для экспертной оценки безопасности управления КА является создание моделирующего комплекса для расчёта безопасности управления орбитальным движением КА.

При создании подобного комплекса целесообразно использовать принципы создания унифицированного программного комплекса, методический и алгоритмический аппарат которого позволяет рассчитывать безопасные динамические операции с КА как ближнего и среднего космоса, так и при выведении КА на траектории полёта к ближайшим к Земле планетам солнечной системы.

1.3.1. Требования к алгоритмическому обеспечению

На этапе целевого применения космической системы возникают следующие динамические операции, связанные с управлением движением КА [5,25,26,45,50]:

- ввод спутника в заданное место (слот) орбитальной структуры после введения носителем на промежуточную орбиту;
- коррекция относительного положения спутников, когда искажение орбитальной структуры приводит к снижению целевой эффективности системы;
- поддержание относительного положения спутников в заданных пределах при проведении экспериментов (например, при получении стереоскопических изображений местности);
- перевод спутника из одного слота структуры в другой, например – при замене вышедшего из строя спутника резервным;
- удержание спутника в окрестности номинального положения слота в течение длительных промежутков времени (например, удержание спутника на ГСО, удержание долготы восходящего узла высокоапогейной синхронной орбиты);
- сближение с другим КА для инспекции;
- регулирование относительного положения спутников при проведении экспериментов и т.п.

Приведенный перечень технических задач можно свести к двум базовым. Первая из них заключается в приведении вектора начального состояния КА группировки в заданную область пространства.

Анализ требований, предъявляемых к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций

Вторая задача – выполнение маневров в заданной области пространства в течение срока активного существования.

Отметим, что задача захоронения подобна первой, решаемой с другими терминальными требованиями.

Различие между названными задачами состоит в том что, во-первых, начальные условия в первой задаче могут быть существенно далеки от требуемых, в то время как при удержании вектор состояния не должен выходить из заданной области. Формируя на каждом этапе допустимую терминальную, область с учетом орбитальной обстановки в плане космического мусора, решаем и задачу обеспечения безопасности операции. Во-вторых, на этапе ввода КА в орбитальную группировку может потребоваться как минимизация затрат топлива, так и минимизация времени выполнения маневра. На этапе удержания в течение срока активного существования на первый план выходит минимизация затрат топлива. Ниже первую задачу будем также называть задачей перевода КА из одной точки пространства в другую. Для оценки качества процесса будем использовать два показателя – характеристическую скорость ΔV_{Σ} , и длительность процесса t_{Σ} .

В любом случае считается, что в некоторый момент времени t_1 известен вектор состояния $X(t_1)$, элементами которого являются параметры орбиты $a, e, u, \omega, \Omega, i$, где a – большая полуось; e – эксцентриситет; u – аргумент широты; ω – аргумент перигея; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение.

Получение вектора начальных условий – внешняя задача, решаемая либо наземным комплексом управления, либо автономно с использованием спутниковой навигации.

Для управления движением спутника могут применяться двигатели большой или малой тяги. Когда говорят о двигателе большой тяги, длительностью активного участка можно пренебречь. При использовании двигателя малой тяги, длительности активных участков могут быть соизмеримы с периодом обращения спутника по орбите.

Возможны различные варианты формирования проекций управляющих ускорений на орбитальные оси [8-10]:

а) трехосная система стабилизации КА непрерывно ориентирует его так, что двигатели координатных перемещений постоянно ориентированы по орбитальным осям (трансверсаль, радиус-вектор и бинормаль) стабилизирован по трем осям;

б) трехосная система стабилизации ориентирует КА в инерциальной системе координат. При этом проекции ускорений от тяги на орбитальные оси зависят от времени.

в) трехосная система непрерывно поддерживает требуемую ориентацию связанных осей КА в орбитальной системе координат. При этом проекции уско-

рений от тяги на орбитальные оси зависят от времени

В рамках перечисленных вариантов двигателя работают в режиме «включен» - «выключен», создавая на активном участке постоянную тягу. При этом для достижения заданной терминальной точности может потребоваться несколько активных участков. Формально будем считать, что процесс ввода КА в группировку или удержания состоит из «элементарных» событий – фаз или коррекций. При этом, каждая коррекция содержит два участка – пассивный (двигатели выключены) и активный.

Для ввода КА в орбитальную структуру (или для ее перестроения) требуется определить количество коррекций, интервалы времени между коррекциями, ориентацию вектора тяги и приращения характеристической скорости на каждой коррекции.

При маневрировании в окрестности рабочей орбиты необходимо определить периодичность коррекций. Под коррекцией (в общем случае) многоимпульсный маневр, выполняемый согласно стратегии коррекции. Стратегия коррекции удержания включает в себя количество включений двигателей, интервалы между ними, ориентацию вектора тяги и величины импульсов характеристической скорости каждой коррекции. Попутно определяется суммарный расход рабочего тела и прогнозируется момент его выработки.

Информация о текущих параметрах орбит КА группировки получается по данным неточных траекторных измерений (автономных или наземных). В процессе коррекций возможны ошибки. Поэтому рассматриваемая техническая задача должна быть отнесена к управлению динамической системой при неполной и неточной информации. Известно, что для этого вопросы управления, обработки информации и прогнозирования вектора состояния следует рассматривать совместно [21-23].

В некоторых случаях, согласно известной в теории стохастических систем теоремы разделения, допускается независимое решение задач управления и обработки информации [21-23]. Допустимость разделения доказана для линейных систем при аддитивном возмущении типа белого шума при линейных измерениях с ошибками типа белого шума. В тех случаях, когда задача управления по неполным данным не может быть сведена к условиям теоремы разделения можно применить приближенный прием, который успешно апробирован при решении ряда технических задач.

Суть приближенного приема заключается в условном разделении задач управления и навигации, основанном на предположении о том, что вектор состояния динамической системы в любой момент времени статистически полностью определен. Тогда задача управления по неполным данным заменяется задачей управления по полным данным. В состав системы управления вводится блок навигации, который снабжает блок управления достаточными коорди-

натами управляемой системы. В качестве достаточных координат выступают математическое ожидание вектора состояния и его апостериорная корреляционная матрица.

Навигационное обеспечение спутниковой системы должно быть представлено комплексом прогноза эфемерид спутников группировки, оптимального планирования сети наземных измерительных пунктов и определения статистических характеристик расширенного вектора состояния группировки, т.е. достаточных координат [7,24,27]. Поэтому при синтезе математического и алгоритмического обеспечения управления группировкой будем считать, что в любой момент времени доступны статистические характеристики (математическое ожидание, корреляционная матрица) расширенного вектора состояния космической группировки, включающего оскулирующие элементы всех спутников группировки.

С учетом сказанного, перечисленные выше постановки задач управления и терминальные требования следует рассматривать как первоначальные по отношению к стохастическому, минимаксному и вероятностному подходам, которые будут применяться при построении рабочих алгоритмов.

Наличие средств алгоритмической поддержки безопасности динамических операций, отвечающих за управление группировкой во всех возможных ситуациях, даст возможность руководителю полета принимать адекватные решения.

В качестве основного приема при построении моделей управляемого движения примем линеаризацию уравнений возмущенного движения в окрестности номинальной круговой или эллиптической орбиты. Линеаризованная модель представляется в форме [23,28]

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k [u_k(1 + \mu_k) + \theta_k] + D_k + \xi_k, k = \overline{1, N}, \quad (1.1)$$

где

x_k вектор отклонений параметров орбиты КА от номинальных;

N количество включений двигателя коррекций;

u_k управление, характеризующее изменение характеристической скорости в результате коррекции, активное воздействие;

μ_k ошибка исполнения коррекции;

η_k аддитивная ошибка исполнения коррекции;

D_k систематическое возмущение от нецентральности гравитационного поля и торможения в атмосфере;

ξ_k случайный вектор ошибок оценки вектора состояния $x_k + 1$;

A_k и B_k - матрицы коэффициентов линеаризации;

Длительность активного участка k коррекции связана с u_k линейной зависимостью

$$\tau_k = k_\tau |u_k|, \quad (1.2)$$

где k_τ – коэффициент пропорциональности

В рассмотрение вводится обобщенный вектор управления

$$U = (u \mid t \mid P \mid N), \quad (1.3)$$

и его допустимую область

$$\hat{U} = \{U \mid t_k^l \leq t_k \leq t_k^h, k_\tau |u_k| \leq \tau_k^h, k = \overline{1, N}\} \quad (1.4)$$

где

$u = \{u_k, k = \overline{1, N}\}$ – последовательность активных воздействий;

$t = \{t_k, k = \overline{1, N}\}$ – последовательность интервалов между коррекциями;

$P = \{p_k, k = \overline{1, N}\}$ – последовательность ориентаций КА на коррекциях;

t_k^l и t_k^h – нижнее и верхнее ограничения длительности k -го пассивного участка;

τ_k^h – верхняя граница длительности k -го активного участка.

Терминальные ограничения, характеризующие точность перевода КА в терминальную область, представим в виде [23,49,50]

$$x_{N+1} \in X_{N+1} \quad (1.5)$$

где

$$X_{N+1} = \{x_{N+1} \mid g_j(x_{N+1}) \leq 0, j = \{T, e, \alpha, i, \Omega\}\} \quad (1.6)$$

$$g_T(x_{N+1}) = |T_{N+1} - T^*| - \Delta T_m \quad (1.7)$$

$$g_e(x_{N+1}) = e_{N+1} - e_m \quad (1.8)$$

$$g_\alpha(x_{N+1}) = |\alpha_{N+1} - \alpha^*| - \Delta \alpha_m \quad (1.9)$$

Анализ требований, предъявляемых к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций

$$g_i(x_{N+1}) = |i_{N+1} - i^*| - \Delta i_m \quad (1.10)$$

$$g_\Omega(x_{N+1}) = |\Omega_{N+1} - \Omega^*| - \Delta \Omega_m \quad (1.11)$$

Показатели качества выражаются через компоненты вектора управления очевидным образом

$$t_\Sigma = \sum_{k=1}^N (t_k + \tau_k) = \sum_{k=1}^N (t_k + k_{\tau k} |u_k|) \quad \Delta V_\Sigma = \sum_{k=1}^N |u_k| \quad (1.12)$$

Исходя из приведенного выше перечня требований, которые могут быть предъявлены к качеству процесса управления конечным состоянием КА, будем рассматривать следующую совокупность первоначальных задач управления переводом динамической системы (1.3) из заданного начального состояния, характеризуемого вектором x_1 , в конечное x_{N+1} при условии $x_{N+1} \in X_{N+1}$:

Задача 1. Ввести КА в группировку при минимальных затратах рабочего тела. При этом

$$U^* = \arg \min_{U \in \hat{U}} \{ \Delta V_\Sigma | t_\Sigma \leq t_\Sigma^* \} \quad (1.13)$$

Задача 2. Ввести КА в группировку за минимальное время. В данном случае

$$U^* = \arg \min_{U \in \hat{U}} \{ \Delta t_\Sigma | V_\Sigma \leq V_\Sigma^* \} \quad (1.14)$$

Задача 3. Ввести КА в группировку за фиксированное время при минимальном расходе рабочего тела:

$$U^* = \arg \min_{U \in \hat{U}} \{ \Delta V_\Sigma | t_\Sigma = t_\Sigma^* \} \quad (1.15)$$

Задача 4. Ввести КА в группировку при ограничении на время и затраты топлива. Для этого необходимо получить управление

$$U^* = \arg \{ t_\Sigma \leq t_\Sigma^*, \Delta V_\Sigma \leq \Delta V_\Sigma^* | U \in \hat{U} \} \quad (1.16)$$

Отметим, что удержание КА в орбитальной структуре формально совпадает с задачей 3 при условии, что начальный вектор состояния принадлежит терминальной области $x_1 \in X_{N+1}$.

Приведенная совокупность задач сведена к обобщенной первоначальной (исходной) задаче оптимального управления. Для этого с использованием метода штрафных функций введен первоначальный критерий оптимальности

$$F(U) = a_t t_\Sigma + a_v \Delta V_\Sigma + \Phi(U) \quad (1.17)$$

где

a_t и a_v – коэффициенты предпочтения;

$\Phi(U)$ – штрафная функция:

$$\Phi(U) = \sum_{j \in J} b_j \xi_j(U) \quad (1.18)$$

b_j – штрафные множители;

$J = \{T, e, \alpha, i, \Omega, v, t\}$ – множество индексов;

$\xi_j(U)$ – штрафы, в частности:

– штраф за нарушение терминальных требований (1.7) – (1.11)

$$\xi_j(U) = \max\{0, g_j(x_{N+1})\}, j = T, e, \alpha, i, \Omega ;$$

– штраф за нарушение ограничения на суммарную характеристическую скорость

$$\xi_v(U) = \max\{0, \frac{\Delta V_\sigma}{\Delta V_\sigma^*} - 1\} ;$$

– штраф за нарушение ограничения на время ввода КА в группировку

$$\xi_t(U) = \max\{0, \frac{\Delta t_\sigma}{\Delta t_\sigma^*} - 1\} ;$$

Состав множества J в (1.18) формируется пользователем на этапе ввода исходных данных.

Представленный в данном разделе подход позволит сформировать баллистическое обеспечение для отработки средств проведения динамических операций КА путем построения алгоритмов управления с обратной связью по данным:

- прогноза вектора состояния, получаемого наземными средствами при оптимальном планировании работы НИП,
- прогноза вектора состояния, получаемого автономно по данным спутниковой навигации;
- прогноза орбитальной обстановки с использованием каталогов отслеживаемого космического мусора,
- прогноза неотслеживаемого орбитального мусора.

1.3.2. Требования к программно-моделирующему комплексу

На основе описанных выше требований к алгоритмическому обеспечению к программному обеспечению задач управления группировкой также можно предъявить ряд требований, которые перечислены ниже [29,34]:

- возможность автоматической генерации циклограммы коррекции в детерминированной, стохастической и минимаксной постановках с получением соответствующих оценок принятого критерия оптимальности;
- возможность назначения пользователем критерия оптимальности из числа отмеченных выше или взвешенного обобщенного критерия с коэффициентами предпочтения;
- использование математических моделей учитывающих (по крайней мере) основные гравитационные возмущения, характерные для орбит рассматриваемых классов;
- возможность поиска управления как при фиксированной, так и при свободной ориентации вектора тяги;
- «прозрачность» (понятность) генерируемых решений для конечного потребителя.

1.4. Перечень задачи

Анализ требований, предъявляемых к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций позволяет сформулировать следующие взаимосвязанные задачи:

1. Сформировать алгоритмы управления КА на типовых высокоэллиптических и геостационарных орбитах с учетом требований безопасности их проведения, которые должны решать две базовые задачи - приведении вектора начального состояния КА группировки в заданную область пространства и выполнение маневров в заданной области пространства на длительных интервалах времени.

2. Определить методику разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

Для достижения поставленной цели необходимо:

1. Сформировать математические модели бортовых систем КА и внешней среды.

2. Разработать алгоритмы управления при проведении динамических операций КА на высокоэллиптических и геостационарных орбитах.

3. Определить принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса.

4. Провести математическое моделирование динамических операций выведения и изменения орбиты КА.

В качестве методологической основы при решении поставленной задачи необходимо использовать системный подход, на котором основывается принцип создания единой базовой подсистемы – типового унифицированного средства, методический и алгоритмический аппарат которого позволяет проводить определение движения широкого множества КА ближнего и среднего космоса, гибко реагируя при этом на изменение параметров орбит КА, допустимых значений показателей качества и различных моделей измерений.

2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ПРОВЕДЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ КОРРЕКЦИЙ КА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ

2.1. Математическая модель движения центра масс в задаче высокоточного определения и прогнозирования состояния КА

2.1.1. Системы координат и уравнения движения КА

Одним из требований к ПМК является открытость его архитектуры. В частности это означает, что пользователь может назначать используемые в той или иной задаче модели и алгоритмы. Поскольку входные и выходные данные могут быть заданы в различных системах координат (СК) (инерциальной, связанной, орбитальной и т.д.), необходима поддержка довольно большого количества систем координат, вектор состояния (положение и скорость) КА в которых должен быть доступен пользователю.

Будем считать, что в любой момент времени моделирования (иначе – на любом шаге интегрирования уравнений движения) необходимо получать вектор состояния КА (положение и скорость) в следующих системах координат:

- абсолютной стартовой (связанной с НИП);
- вращающейся стартовой (связанной с НИП);
- абсолютной геоцентрической экваториальной;
- гринвичской (вращающейся) геоцентрической экваториальной (ГЭСК);
- связанной;
- орбитальной.

Подробное описание этих систем координат и связанных с ними преобразований представлено в [5,39,50,51].

Движение спутника моделируется в оскулирующих элементах, так как это позволяет производить интегрирование с довольно большим шагом, не теряя точности получаемого решения. Дифференциальные уравнения, описывающие возмущенное движение спутника в оскулирующих элементах имеют вид [39,49]

Старков А.В. Разумный В.Ю. Управление КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

3. МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ И ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЛИК ПРОГРАММНО-МОДЕЛИРУЮЩЕГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ОТРАБОТКИ СРЕДСТВ ПРОВЕДЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ КА

Сложность процессов, происходящих при отработке средств проведения динамических операций КА, приводит к тому, что их исследование на основе аналитических моделей для широкого диапазона исходных данных возможно лишь при введении допущений, снижающих адекватность получаемых результатов. Одним из способов, позволяющих оценить качество заложенных алгоритмов управления и информационного обмена, а также получить ряд частных статистических данных, необходимых для разработки адекватных аналитических моделей, является использование математического моделирования на базе программно-моделирующего комплекса. Основными назначением программно-моделирующего комплекса математического моделирования является [14,30,36]:

- создание математических моделей систем КА и внешней среды с использованием языков моделирования;
- организация взаимодействия моделей, выполнения набора моделей, их взаимодействия с аппаратурой и программным обеспечением информационной вычислительной системы в модельном и в реальном времени по бортовым и коммерческим интерфейсам с возможностью розыгрыша отказов и помех в линиях;
- управление процессом моделирования, как в диалоговом, так и в пакетном режиме работы, написание сценариев моделирования;
- оперативное отображение результатов моделирования в графическом и табличном виде;
- регистрация и обработка результатов моделирования, взаимодействие с бортовыми регистраторами.

Это позволит решать следующие задачи управления, возникающие при выполнении таких динамических операций, как [30,31]:

- поиск (синтез) номинальной траектории движения;
- синтез алгоритма наведения;

- анализ и параметрическая оптимизация систем управления и ориентации;
- статистический анализ управляемого полета с учетом случайных факторов, определяющих: состояние атмосферы, величину вектора тяги двигателя и ее ориентацию, погрешности сборки конструкции и положения центра масс, аэродинамические и массо-во-инерционные характеристики и т.д.;
- комплексная отработка подсистем активных КА, объектов космического мусора и внешней среды при решении задач безопасного проведения динамических операций КА. ;
- оценка технических решений, разработка предложений и осуществление исследований в области безопасного проведения динамических операций КА. ;
- совершенствование контроля данных на пуск РН и полётных заданий РБ;
- повышение точности моделирования и прогнозирования движения РБ и КА;
- определение рационального набора возмущающих факторов, действующих на РБ и КА;
- выбор рациональных схем измерений параметров орбит и определение требуемой точности траекторных измерений;
- отработка алгоритмов быстрого увода при сближении с другим КА;
- оперативное планирование маневра уклонения;
- расчёт манёвров с учётом старения КА, приводящего к изменениям в работе бортовых систем и в результате к ошибкам в исполнении маневров;
- расчёт и оптимизация манёвров с учётом стратегии максимальной экономии топлива в конце срока активного существования КА;
- создание резервных алгоритмов управления в нештатных ситуациях.

ПМК должен отвечать требованиям экономичности, надежности, удобства использования, открытости архитектуры, сопровождаемости и адекватности [14].

Под *экономичностью* здесь понимаются ограничения на затраты времени для получения результатов и объём оперативной памяти.

Выполнение требования по *удобству использования* должно обеспечиваться за счёт разработки удобной диалоговой программы, облегчающей использование тех или иных возможностей ПК (доступ к исходным данным, проведение расчётов, построение графиков, внесение изменений в программный код).

Выполнению требования к *надёжности* ПК способствует структурирование программы путём создания объектов, характерной чертой которых является инкапсуляция (объединение) данных и алгоритмов их обработки. Инкапсуляция позволяет в максимальной степени изолировать объект от внешнего окружения. Она существенно повышает надёжность разрабатываемой программы, так как локализованные в объекте алгоритмы обмениваются с программой сравнительно небольшими объёмами данных, причём количество и тип этих данных нетрудно тщательно контролировать.

Обеспечение возможности внесения изменений в программный комплекс – *открытости архитектуры* в процессе эксплуатации происходит за счёт использования в ПМК принципов объектно–ориентированного программирования.

Требование по *сопровождаемости* подразумевает обеспечение структурированности программы, что обеспечивается вследствие применения аппарата объектно–ориентированного программирования, а также наличие необходимой эксплуатационной документации.

Любая модель должна быть *адекватна* решаемой задаче, т.е. достоверно отображать существенные для данной задачи свойства системы. При этом совокупность компонентов системы и ее внешней среды, характеристики которых существенно влияют на решение задачи, называются объектом моделирования. В объект моделирования входят те компоненты системы и среды, структуры и параметры которых признаны определяющими [17]. При этом объект моделирования целесообразно разбить на две части: объект синтеза и внешнюю среду. Для создания программно-моделирующего комплекса отработки средств проведения динамических операций КА объект моделирования можно принять в виде, представленном на рис. 3.1 [17-19].

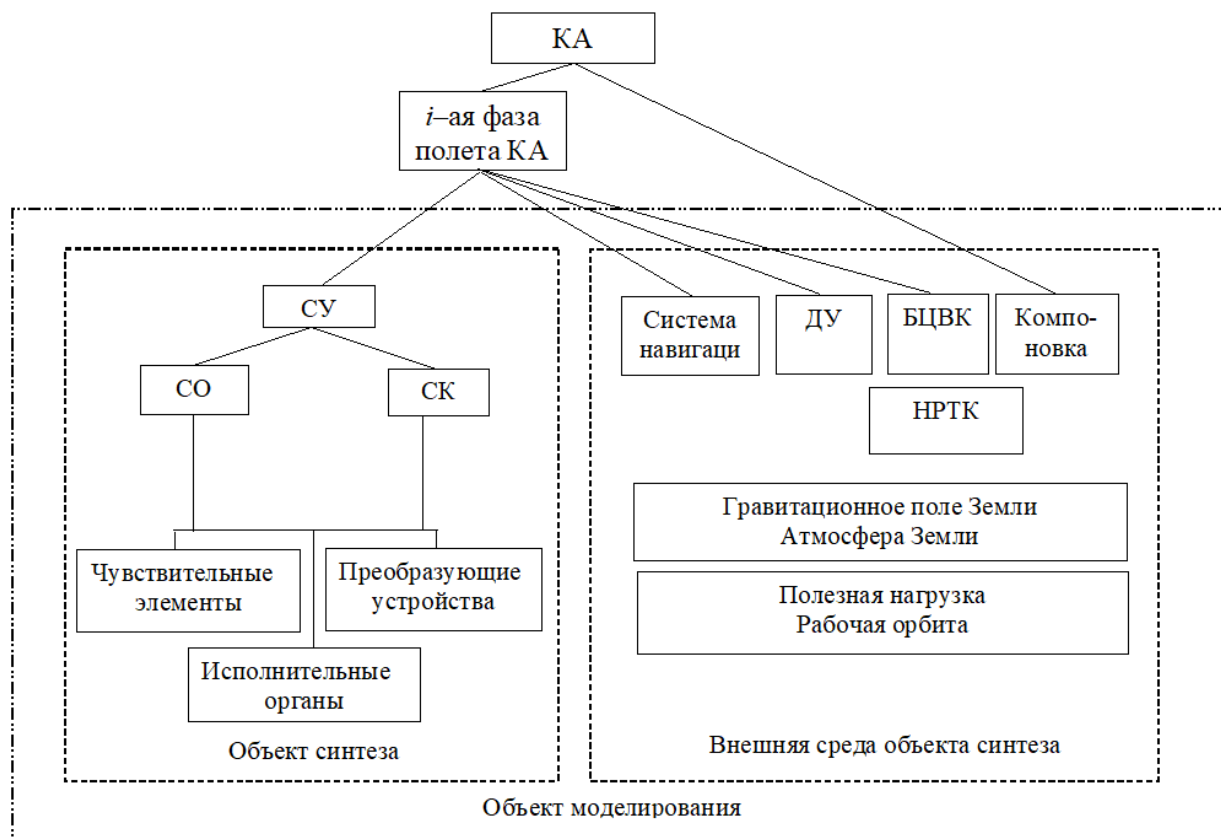


Рис. 3.1. Техническая декомпозиция КА

3.1. Состав системы ориентации и управления движением

Система ориентации и управления движением предназначена (система управления) для обеспечения постоянной или периодической ориентации КА в режиме, необходимом для решения целевых задач полета, управления процессами коррекции орбиты, межорбитальными переходами, выполнения программных разворотов, закрутки аппарата, навигационных измерений и других задач управления движением.

В общем случае система управления космическим аппаратом состоит из подсистем управления движением, угловой стабилизации (ориентации) и энергопитания (рис.3.2) [20,21].

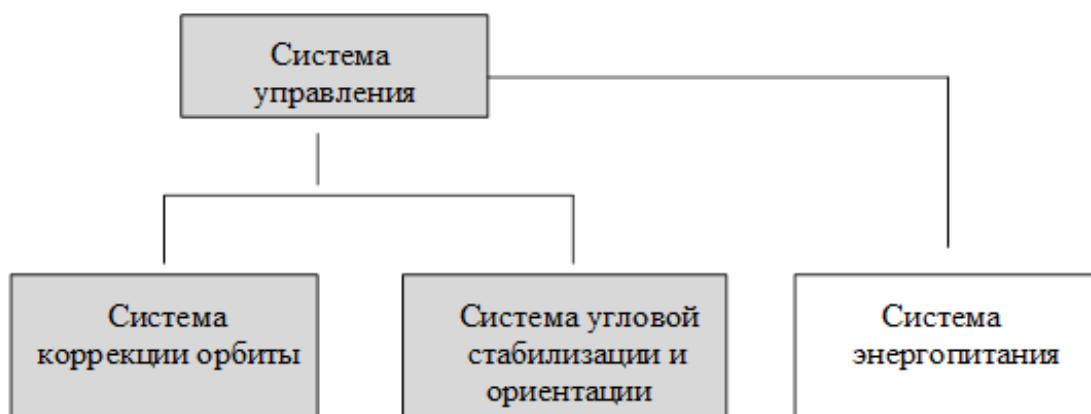


Рис. 3.2. Состав системы управления

Подсистема коррекции орбиты (управления движением) обеспечивает высокоточный вывод КА на заданную орбиту, осуществляет коррекцию орбиты и проведение динамических операций на ней. Для осуществления коррекции траектории на борту аппарата устанавливают корректирующую двигательную установку с необходимым запасом рабочего тела. Система коррекции обеспечивает включение и выключение двигательной установки с тем, чтобы сообщить летательному аппарату необходимый импульс.

Коррекция орбиты происходит по классической схеме (рис. 3.3) [16,42].

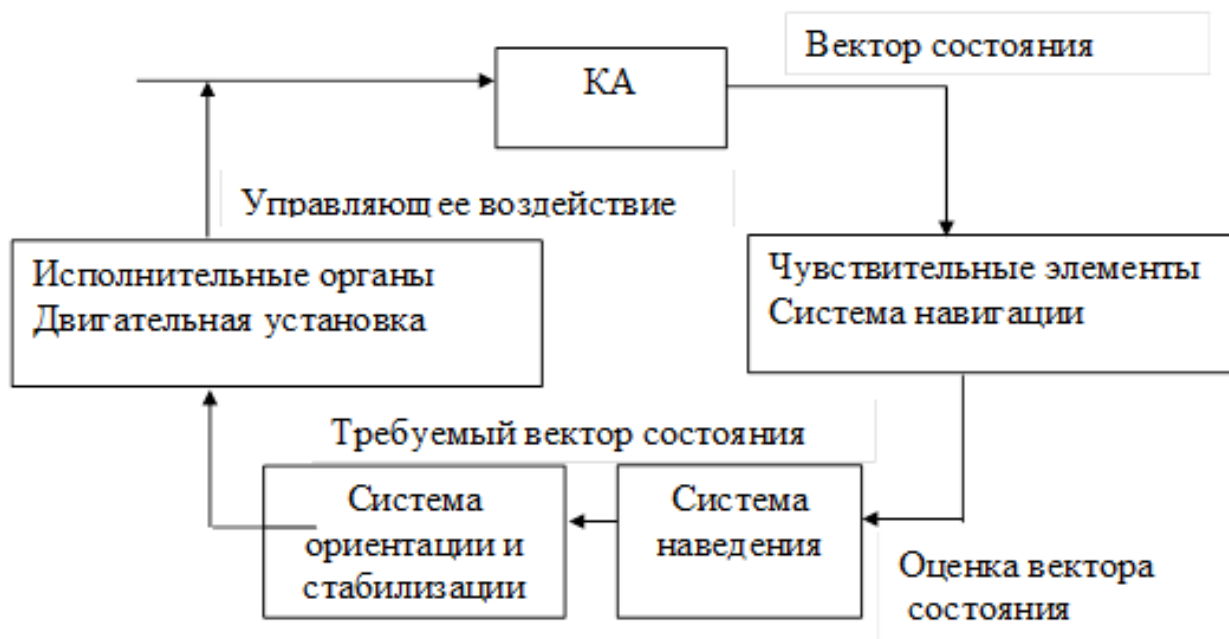


Рис. 3.3. Структурная схема системы коррекции орбиты

Задачу коррекции орбиты можно разделить на ряд подзадач:

- выведение КА на расчетную орбиту;
- удержание КА на требуемой орбите;
- проведение динамических операций на орбите;

Подсистема угловой стабилизации (ориентации) стабилизирует положение корпуса по каналам тангажа, рысканья и крена. Её основу составляет совокупность бортовых приборов и устройств, предназначенных для получения и преобразования информации о пространственной ориентации КА и создания управляющих воздействий, обеспечивающих устойчивость углового движения.

Преобразующие устройства на основе данных, поступающих с датчиков, вырабатывают команды, подаваемые на исполнительные органы для создания управляющих воздействий.

В свою очередь задача системы ориентации КА делится на подзадачи:

- задача успокоения;
- задача совмещения продольной оси аппарата с ее требуемым значением (задача переориентации);
- задача ликвидации угловых отклонений осей аппарата от требуемых значений с помощью различных устройств.
- задача стабилизации вращением (при необходимости)

Задача успокоения

Структурная схема системы успокоения представлена на рис. 3.4.

В приборном отсеке КА устанавливаются датчики, позволяющие измерять угловые скорости по соответствующим каналам. Измеренные угловые скорости поступают на вход системы успокоения, где они попадают в логическое устройство, которое содержит в себе требования к угловым скоростям и на основании сравнения измеренных значений с требуемыми значениями выдает команду на исполнительные устройства соответствующего канала. В результате работы исполнительных устройств создается постоянный по величине управляющий момент. Управляющий момент влияет на динамику носителя и в результате его действия угловая скорость каким-то образом меняется, для проверки угловой скорости введена обратная связь. Таким образом, успокоение КА будет происходить до тех пор, пока не выполнятся все условия, заложенные в логическом устройстве [8-10].

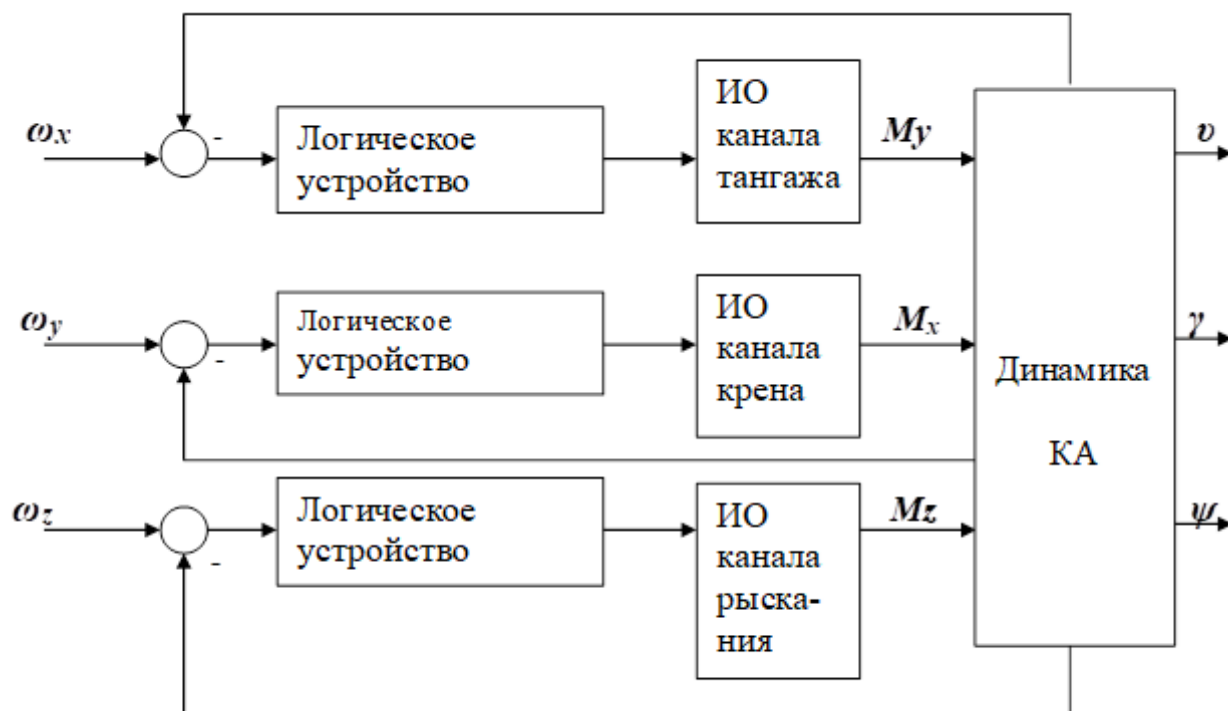


Рис. 3.4. Структурная схема системы успокоения

Задача переориентации

От системы ориентации требуется, чтобы продольная ось КА была совмещена с заданным направлением, рассчитываемым системой наведения. Для этого необходимо продолжать успокоение угловой скорости по каналу крена, а по каналам тангажа и рысканья стабилизировать углы отклонения.

Во время процесса успокоения аппарата углы тангажа и рысканья приобретают некоторое устойчивое значение. После того, как время успокоение по каналам тангажа и рысканья стало равно требуемому значению, начинается этап ориентации продольной оси КА.

Структурная схема системы ориентации представлена на рис. 3.5 [8-10].

Данная функциональная схема включает в себя функциональную схему этапа успокоения.

В вычислителе вычисляются требуемые коэффициенты углов тангажа и рысканья, которые отражают степень рассогласования между программным значением углов и их текущим значением, получаемым от системы наведения.

В зависимости от знака этих коэффициентов происходит включение или выключение соответствующих исполнительных органов системы ориентации КА.

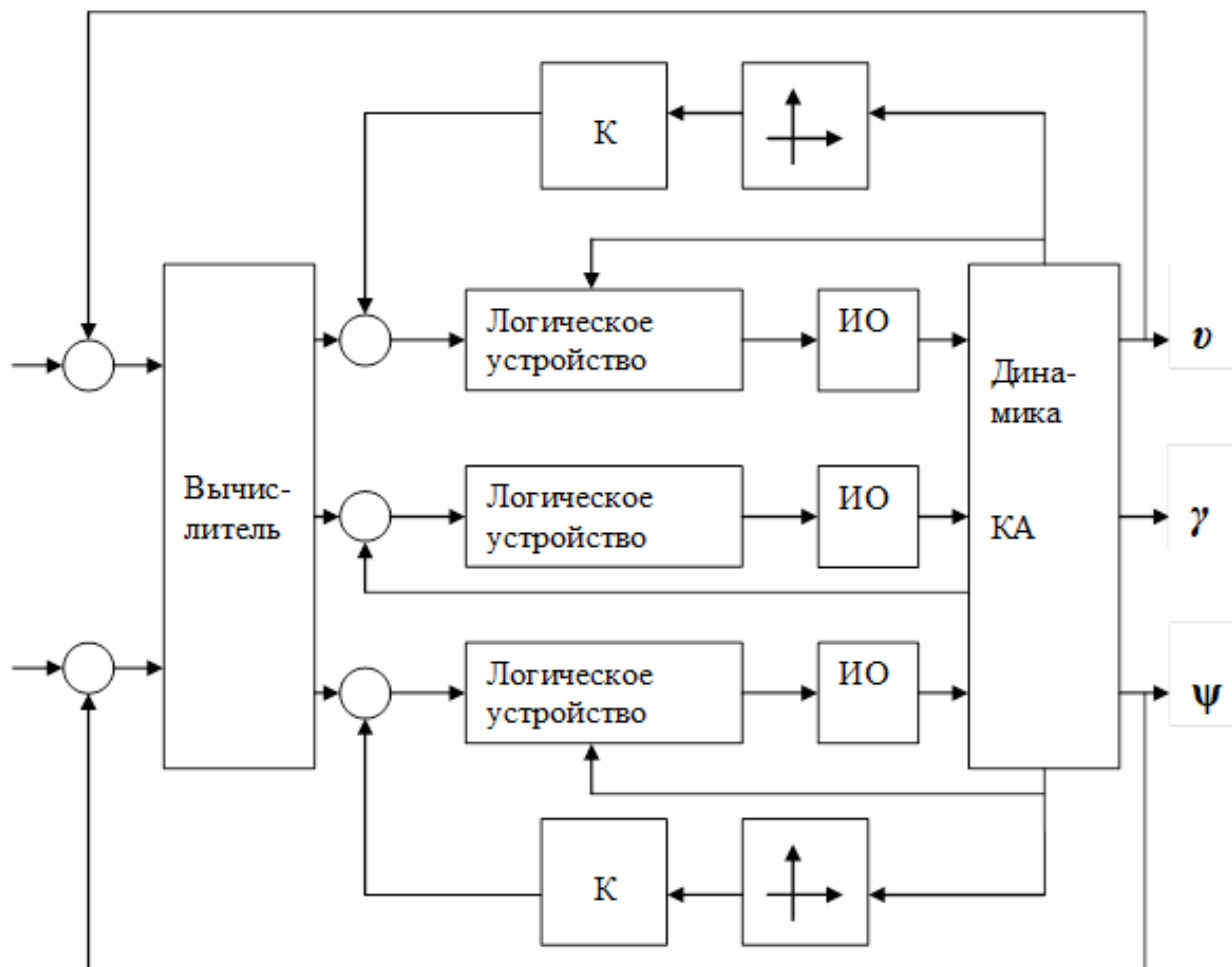


Рис. 3.5. Структурная схема системы ориентации

По истечении заданного времени на ориентацию необходимо стабилизировать носитель для последующей операции.

Стабилизация вращением

Стабилизация вращением – один из наиболее эффективных видов стабилизации, широко используемый в природе. Основы теории стабилизированных вращением КА представлены в [7]. Такое решение позволяет достигнуть следующих результатов:

- обеспечить высокую точность угловой ориентации и стабилизации;
- снизить энергетические затраты на управление угловым положением;
- упростить приборный состав бортового комплекса управления (БКУ) и, соответственно, сократить массово-габаритные характеристики и повысить надежность платформы КА.

Для решения данной задачи требуется сообщить скорость вращения КА вокруг продольной оси. Для этого должны быть предусмотрены специальные двигатели закрутки, при истечении рабочего тела из которых создаются управляющие усилия, которые образуют пару сил, действующих на аппарат и сообщаящих ему вращательное движение. Условием окончания цикла на данном этапе является равенство угловой скорости по крену требуемому значению.

Управляющие двигатели в этом случае должны быть расположены так, как показано на рис. 3.6.

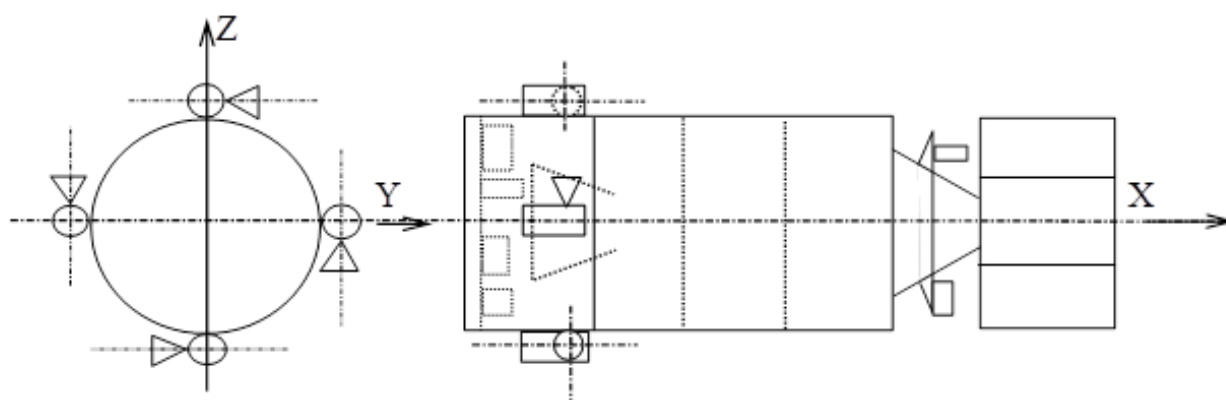


Рис. 3.6. Расположение двигательных установок для стабилизации вращением

3.2. Состав и структура программно-моделирующего комплекса

Структурная схема программно-моделирующего комплекса, решающего задачи, связанные с отработкой проведения динамических операций КА представлена на рис. 3.7. Она отражает состав программного комплекса и взаимодействие между его составляющими.

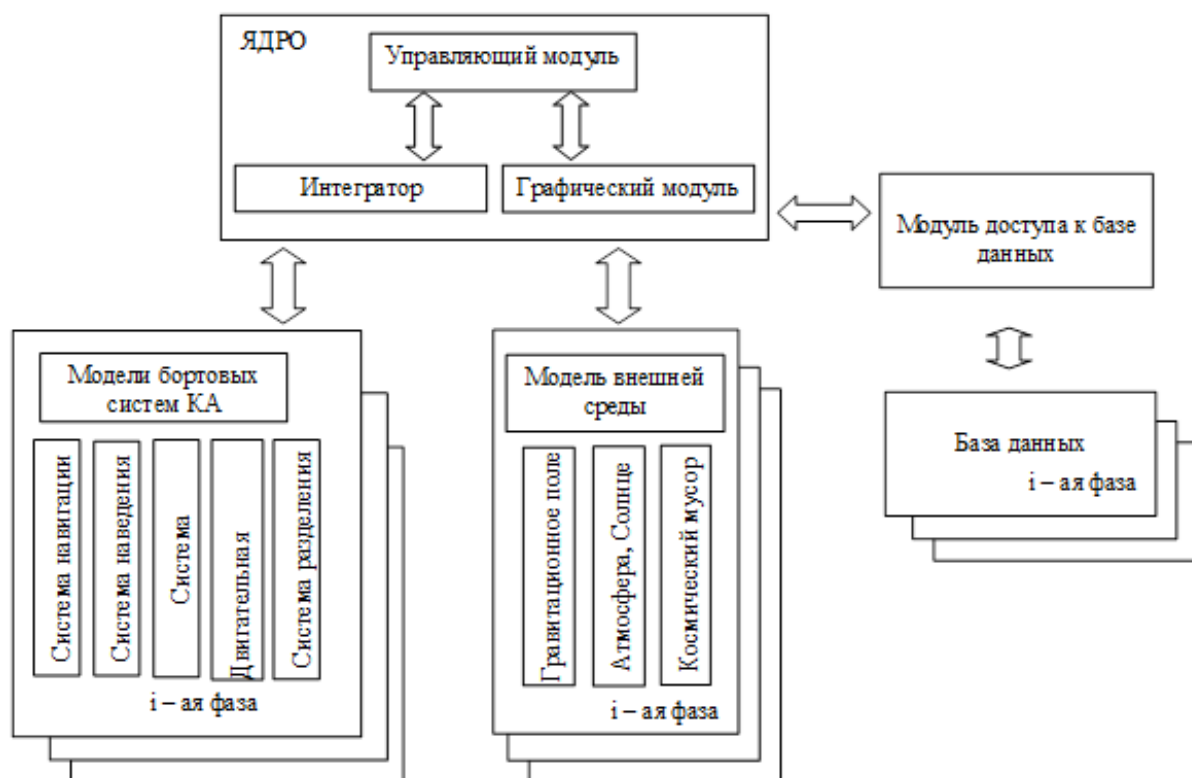


Рис. 3.7. Структурная схема программного комплекса

На верхнем уровне находится ядро программно-моделирующего комплекса, которое взаимодействует с базой данных, хранящей исходные данные для моделирования. Заложенный в нем принцип объектно-ориентированного программирования позволяет легко модифицировать исходное ядро в зависимости от фазы полета или постановки решаемой задачи, не меняя при этом сущности моделирования.

В состав ядра ПМК входят управляющий модуль, графический модуль и интегратор.

В базе данных все необходимые параметры КА и внешней среды задаются в зависимости от фазы полёта. Формально будем считать, что процесс ввода КА в группировку, удержания, схода с орбиты и т.п. состоит из «элементарных» событий – фаз полета. Далее под фазой будем понимать участок траектории, характеризующийся выполнением одной динамической операции.

Для обращения к базе данных необходим специальный модуль доступа к базе данных, рассмотренный ниже. Элементы базы данных могут задаваться различными способами, в зависимости от чего меняется и модель доступа.

На следующем уровне иерархии находятся блоки моделирования функционирования бортовых систем КА и воздействия внешней среды, которые в свою очередь делятся на конкретные модели. Эти блоки создаются независимо от ядра и конкретной базы данных. В них моделируются различные алгоритмы

работы систем и создаются модели внешних воздействий различной точности. В ядре при организации моделирования возможно использование любой созданной модели той или иной бортовой системы КА уже для конкретной динамической операции. Моделирование возмущений осуществляется с помощью одной из созданных моделей в зависимости от требуемой точности расчёта.

Структура программного комплекса строится таким образом, чтобы обеспечить возможность без труда варьировать параметры и алгоритмы работы любого компонента ПМК, не изменяя при этом другие компоненты. Это обеспечивает возможность разработки отдельных блоков ПМК независимо друг от друга.

Таким образом, для моделирования фазы полета необходимо задать конкретную базу данных, для которой управляющий модуль даёт команду на начало расчёта и задаёт начальные условия для его проведения. Для расчёта параметров движения с необходимой точностью для каждой фазы полёта выбираются необходимые модели внешних воздействий и модели бортовых систем КА. На основе информации, заложенной в базе данных, проводится интегрирование уравнений движения (модель движения задаётся в интеграторе), а результаты передаются в управляющий модуль, который осуществляет запуск графического модуля. Схематически этот процесс представлен на рис. 3.8.

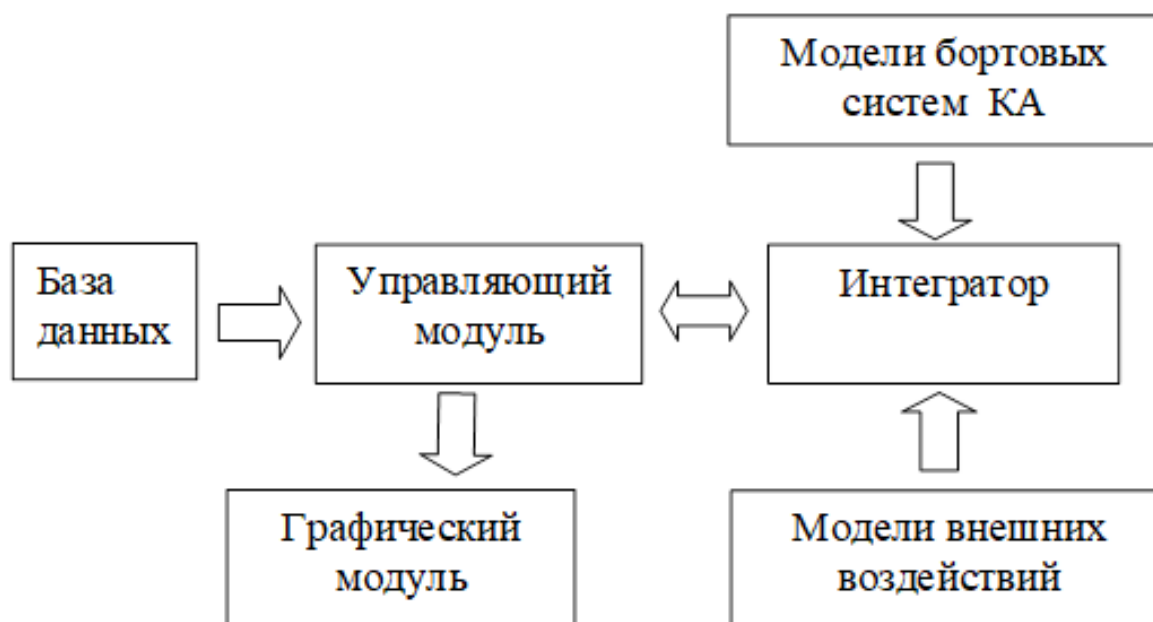


Рис. 3.8. Взаимодействие компонент программно-моделирующего комплекса

Графический модуль предназначен для наглядного представления результатов программы в виде графических зависимостей, удобных для чтения и анализа таблиц и схем, а также вывода исходных данных.

В интеграторе проводится интегрирование уравнений движения КА с учетом дискретности срабатывания бортовых систем (БС).

Модели бортовых систем представлены в виде динамически подключаемых процедур, имеющих входные и выходные параметры, определяемые требованиями ПМК, с которым они взаимодействуют. В тело каждой такой процедуры заложен алгоритм функционирования соответствующей бортовой системы. В зависимости от фазы полёта в ПМК моделируется работа следующих БС:

- системы ориентации и стабилизации
- системы коррекции орбиты;
- системы навигации;
- двигательной установки с исполнительными органами;
- системы разделения.

Модель внешней среды включает в себя:

- модель гравитационного влияния Земли;
- модель гравитационного влияния Луны;
- модель гравитационного влияния Солнца;
- модель влияния давления солнечного света;
- модель атмосферы;
- модель представления случайных воздействий.

Управляющий модуль может быть реализован в виде многоуровневого приложения. Оно характеризуется тем, что отдельные элементы могут выполняться на разных компьютерах и связываются между собой по стандартным протоколам межпрограммного взаимодействия. Управляющий модуль обеспечивает:

- координацию работы всех компонентов ПМК;
- передачу данных между компонентами ПМК;
- вывод на экран многоканального меню;

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

- запуск расчёта;
- вывод полученных результатов;
- запуск графического модуля.

В нашем случае предполагается использовать трехуровневую модель построения управляющего модуля, в соответствии с которой, он должен состоять из трех частей:

- клиентской программы, реализующей пользовательский интер-фейс и посылающей запросы на выполнение нужных действий,
- сервера приложений, обеспечивающего синхронизацию работы всех компонентов системы и организующего связь между ними,
- сервера баз данных, выполняющего запросы от сервера приложений и не работающего напрямую с клиентскими программами.

Таким образом, мы можем разгрузить компьютеры клиентов, повысить отказоустойчивость и безопасность системы. При этом, благодаря тому, что удастся выделить детали логики приложения в отдельные компоненты, клиентские программы могут обращаться к одним и тем же компонентам для решения различных задач, а серверы приложений снимают все проблемы по синхронизации их работы, автоматическому обновлению и перераспределению работы между серверами сети, если один из них выходит из строя.

Кроме того, в этом случае мы можем дальше «отойти» от проблем совместимости с другими ОС, поскольку все составные части могут быть выполнены в соответствии со стандартами, поддерживаемыми различными ОС.

Более подробно архитектура управляющего модуля, предложенного автором, представлена на рис. 3.9.

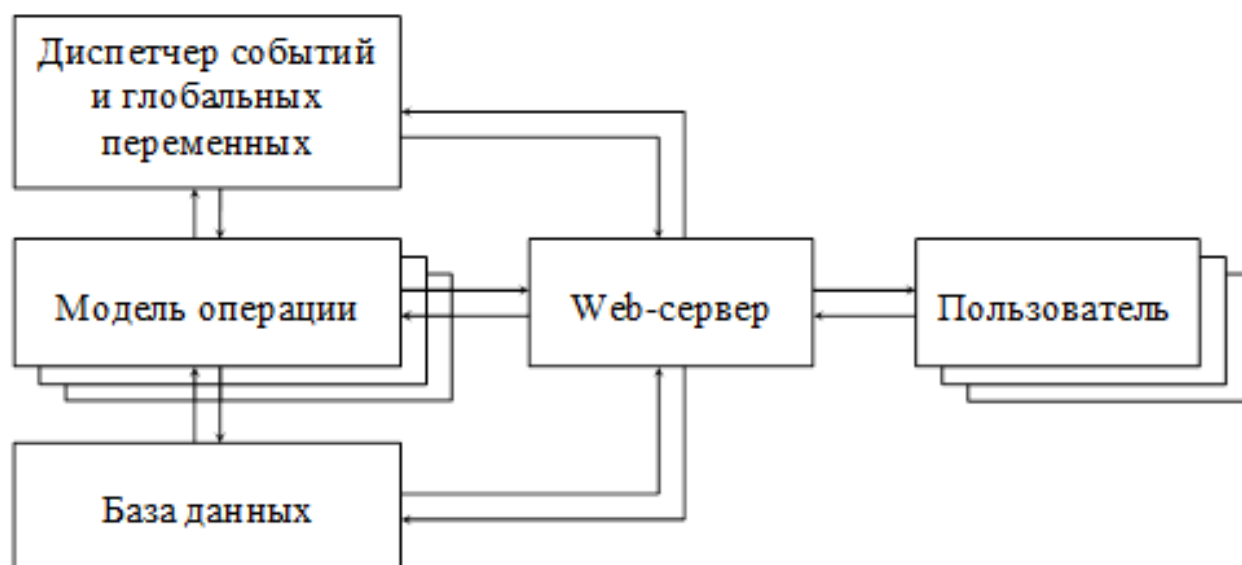


Рис. 3.9. Архитектура управляющего модуля

Как видно из рисунка, управляющий модуль предлагается разбить на пять частей

1. Модели операций;
2. База данных;
3. Диспетчер событий и глобальных переменных (ДСГП);
4. Web-сервер;
5. Рабочее место пользователя

Модель операции реализуется в соответствии со стандартом языка программирования и представляет собой информационную модель субъектов операции, отдельные элементы которых могут быть представлены дифференциальными уравнениями, алгебраическими зависимостями, функциями времени, таблицами и т.д. Модель операции в свою очередь состоит из основного модуля и динамически подключаемых внешних библиотек. Окончательный вид модели определяется требованиями проведения динамической операции.

База данных (БД) предназначена для информационного обеспечения комплекса. База данных функционирует под управлением SQL сервера баз данных. В ее структуре можно выделить следующие данные:

- данные нормативно-справочного характера (неизменяемые),
- исходные данные (проектные варианты),
- библиотеку программ и отдельных программных модулей,
- библиотеку исходных текстов,

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

- информацию о совместимости программных модулей между собой
- результаты расчетов.

Основой управляющего модуля является предлагаемый *автором диспетчер событий и глобальных переменных* (далее Диспетчер), который реализует механизм межпрограммного взаимодействия между отдельными модулями системы. Такой механизм необходим по нескольким причинам:

- Невозможно заранее точно определить интерфейс всех библиотек программ.
- Невозможно заранее определить степень изменений, которые библиотеки могут вносить в программный комплекс. Это связано, например, с возможностью изменения размерности вектора состояния системы, когда степень изменений может быть различной.
- Невозможно заранее определить все события, происходящие в модели и реакции на них отдельных подсистем.

Диспетчер событий и глобальных переменных выполняется в виде отдельной программы и должен иметь интерфейс и средства межпрограммного взаимодействия, доступные всем программным модулям в любой момент времени.

Web-сервер предназначен для компоновки модели операции, а также обеспечивает необходимый графический интерфейс. Интерфейс обеспечивается с помощью протокола HTTP. При этом на рабочем месте пользователя достаточно установить обычный Интернет-браузер.

Из вышеизложенного следует, что основным программным приложением в управляющем модуле является диспетчер событий и глобальных переменных. Рассмотрим его более подробно.

3.3. Диспетчер событий и глобальных переменных

Диспетчер событий и глобальных переменных (ДСГП или просто Диспетчер) представляет собой автоматически подгружаемое приложение, доступное любому другому приложению в любом месте локально-вычислительной сети в любой момент времени. Диспетчер выполняет следующие функции:

Функция интеллектуального хранилища данных

Для проведения моделирования в модельном и реальном масштабе времени отдельным модулям необходим быстрый и интуитивно-понятный механизм доступа к данным. Применение типовых механизмов операционных систем (ОС) и систем управления базами данных (СУБД) приводит к значительному снижению экономичности ПМК. Кроме того, средствами ОС сложно организовать представление данных в объектно-ориентированном виде. Для увеличения производительности работы Диспетчер помещает все необходимые данные в свою оперативную память и организует механизм быстрого извлечения и записи данных.

Помимо простого хранилища данных Диспетчер позволяет осуществлять их представление в виде, необходимом для моделирования. Любой элемент данных диспетчера имеет определенные атрибуты, позволяющие вводить ограничения на диапазон их изменения, описывать случайный характер данных, описывать семантику данных (описание, единицы измерения и т.д.). Такой подход позволяет клиентским приложениям получать смысловую информацию о наборе данных.

Организация данных в объектно-ориентированном виде позволяет проводить централизованный контроль целостности данных при моделировании. Например, если в атрибутах данных присутствует ограничение, то при изменении данных оно обязательно будет учтено.

Рассмотрим сказанное на примере описания в диспетчере элемента данных под названием «тяга двигателя». Помимо того, что это вещественное значение при моделировании она должна иметь следующие атрибуты:

- пояснение,
- единицы измерения,
- начальное значение,
- текущее значение,
- диапазон возможного изменения,
- способ реализации (номинал, предельно-допустимые значения, случайная величина или случайный процесс),
- признак отказа.

При этом преимущества централизованного описания соответствующих атрибутов данных здесь очевидны.

Функция обеспечения межпрограммного взаимодействия

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

Для сложных ПМК, когда число программных модулей достаточно велико, важным является преодоление проблемы передачи данных и межпрограммного взаимодействия. В работе предложено исключить прямое взаимодействие между модулями, а весь обмен данными и командами осуществлять с использованием единых быстрых протоколов посредством Диспетчера.

Межпрограммное взаимодействие осуществляется за счет инициализации событий, которые инициируются либо самими модулями, либо возникают как реакция на изменения данных в Диспетчере. Например, событие на включение двигательной установки в модуле, реализующем алгоритм управления инициирует событие добавления дополнительной силы и момента в модуле, описывающем динамику движения объекта.

Работа с объектом моделирования с точки зрения разработчика программного обеспечения состоит из нескольких этапов.

На *первом этапе* с использованием созданной автором системой команд (языком описания):

- определяется объектно-ориентированная иерархическую структуру объекта моделирования;
- формируются исходные и текущие данные для проведения моделирования;
- описываются методы обработки данных;
- организуется сценарий межпрограммного взаимодействия за счет описания событий, которые должны быть инициированы другими приложениями, либо должны возникать как реакция на изменения данных в Диспетчере.

На *втором этапе* разработчики программных модулей интегрируют свои приложения для работы с Диспетчером. Процесс интеграции специально упрощен до степени вызова определенных процедур (не более десятка) из специальной библиотеки (интерфейсного модуля), основной функцией которой является обеспечение «быстрой» передачи данных между приложением и Диспетчером.

На *третьем этапе* проводится моделирование, состоящее из представления объекта моделирования с необходимыми программными модулями в памяти компьютера (компиляции проекта) и непосредственно самого моделирования с обеспечением возможностей «быстрого» обмена данными и событиями.

3.3.1. Организация данных и дескрипторы

Типы данных

Диспетчер обеспечивает доступ к данным следующих типов

- Integer данные целого типа;
- Double данные вещественного типа;
- Boolean данные логического типа;
- Char[254] массив символов (максимум 254), завершающихся символом #0;
- Matrix матрица вещественных чисел;
- Vector вектор столбец вещественных чисел;
- BLOB байтовый массив;
- Bitmap растровая картинка;
- JPEG картинка в формате JPEG;
- Aggregate функция агрегирования;
- Reference ссылка;
- Parse формула;

Для организации хранилищ данных и событий используются принципы объектно-ориентированного программирования. А именно, принята схема, согласно которой данные являются полями соответствующих классов. Аналогично события являются событиями соответствующих классов. Для работы с полями и инициализации событий служат подгружаемые модули, выполняющие роль методов соответствующих классов.

Такой подход позволяет создать объектно-ориентированное представление данных. В соответствии с принятой технологией в Диспетчере можно выделить следующие элементы:

- проекты;
- классы;
- поля;

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

- события;
- модули;
- командная строка.

При создании любого элемента Диспетчер возвращает его **дескриптор**, который затем используется при обращении к командам методам Диспетчера. Дескриптор представляет собой уникальный идентификатор, с помощью которого обеспечивается «быстрый» доступ к элементам Диспетчера. Каждому элементу Диспетчера соответствует свой дескриптор.

Проект предназначен для одновременного выполнения нескольких различных задач. При подключении к Диспетчеру в приложении, необходимо указать с каким проектом будет происходить работа. Диспетчер возвращает дескриптор проекта, который является обязательным параметром при обращении к остальным методам дескриптора

Класс предназначен для объектно-ориентированного представления моделируемой системы. Все остальные компоненты Диспетчера (кроме Проекта) принадлежат тому или иному классу. Доступ к классам осуществляется через командную строку Диспетчера.

Поле предназначено для хранения данных. Доступ к полям осуществляется как через командную строку Диспетчера, так и по дескриптору поля с использованием методов Диспетчера.

События представляют собой сообщения, либо инициированные другими приложениями, либо возникающие как реакция на изменения данных в Диспетчере. Для передачи событий используется как стандартная система сообщений ОС, так и «быстрая» инициализация событий с помощью дескриптора и интерфейсного модуля.

События бывают:

- События класса
- События поля, возникающие при операции чтения/записи данных в поле

Для работы с событиями внешнее приложение должно быть зарегистрировано в Диспетчере. При регистрации приложения ему присваивается дескриптор, который должен быть удален при завершении его работы.

Схема взаимодействия внешних модулей и Диспетчера по передаче событий

1. Приложение регистрируется в Диспетчере
2. Приложение создает или находит в Диспетчере нужное событие.

3. Приложение добавляет в событие свою реакцию на событие либо в виде сообщения Windows, либо в виде вызова своей процедуры.

4. Если событие является событием класса, то при необходимости приложение само инициирует событие или реализует отклик на него, если оно инициировано другим приложением.

5. Если событие является событием чтения/записи в поле класса, то оно возникает каждый раз, когда происходит соответствующая операция.

Работа с событиями возможна как с использованием командной строки, так и с помощью «быстрых» методов Диспетчера.

При удалении дескриптора приложения автоматически происходит удаление всех реакций на события, которые соответствуют данному приложению.

Модуль представляет собой отдельное приложение ОС, которое должно быть загружено для успешного функционирования системы. В качестве модулей могут быть как служебные программы, так и компоненты моделируемой системы, работающие под управлением Диспетчера.

Командная строка предназначена для выполнения соответствующих команд Диспетчером. Команды представляют интуитивно понятные строковые конструкции. Команды делятся на

- команды описания классов;
- команды описания элементов (классов, полей, событий, модулей и т.д.);
- команды удаления элементов;
- команды определения дескрипторов элементов;
- команды задания параметров элементов;
- команды на выполнение действий;;
- команды определения реакций на события;;
- команды работы с файловой системой.;

После выполнения команды ее инициатору возвращается строковое значения, содержащее результат. Так, например, результатом создания элемента данных будет значение его дескриптора.

3.3.2. Учет ограничений и моделирование случайных возмущений

Как было отмечено выше для некоторых типов полей, таких как INTEGER, DOUBLE, а также ячеек типов MATRIX и VECTOR необходимо описывать их ограничения. Формально, данную функцию можно возложить на модули, реализующие логику моделирования, но такой подход может в конечном итоге привести к потере целостности данных. Поэтому в Диспетчере имеется централизованный механизм формирования ограничений, который состоит в том, что любому экземпляру данных из представленного выше списка могут быть указаны ограничения. Правила, принятые при работе с ограничениями достаточно просты и выглядят следующим образом:

- Если верхняя и нижняя граница ограничений равны с точностью до малого, то ограничение игнорируется.
- При попытке задать значение, выходящее за рамки ограничений, то ему присваивается значение, равное ближайшему ограничению.
- При изменении режима моделирования (Параметр SamplingMode) для элемента необходимо производить переопределение его границ. Следует помнить, что изменение режима моделирования производится как у элемента, так и у его наследников (если он является Классом).

Помимо ограничений экземпляры данных могут требовать случайный характер их представления, что также целесообразно делать централизованно. Поэтому помимо ограничений еще одним атрибутом данных является способ их реализации. Здесь возможны следующие варианты:

- реализация номинального значения;
- реализация предельно-допустимого значения (максимального или минимального)
- реализация как случайной величины с известным законом распределения;
- реализация как случайного процесса с известными характеристиками.

Если используется реализация элемента как случайной величины или случайного процесса, то ограничения используются для описания их характеристик, например:

Если элемент представляет собой равномерно распределенную случайную величину, то ограничения являются ограничениями отрезка, в котором производятся ее розыгрыш;

Если элемент представляет собой нормально распределенную случайную величину, то в качестве математического ожидания принимается величина:

Математическое ожидание = $\text{MinValue} + [\text{MaxValue} - \text{MinValue}] / 2$,

а границам соответствует:

$\text{MinValue} = \text{Математическое ожидание} - 3 * \text{С.К.О.}$

$\text{MaxValue} = \text{Математическое ожидание} + 3 * \text{С.К.О.}$

(С.К.О. – среднеквадратическое отклонение)

3.4. Основные алгоритмы проведения расчётов в управляющем модуле и организации взаимосвязи между компонентами программного комплекса

В состав управляющего модуля входят блоки:

- реализации алгоритма интегрирования на заданном шаге;
- расчёта составляющих правых частей дифференциальных уравнений для каждой фазы полета;
- определения текущего шага интегрирования в зависимости от частот срабатывания БС КА;
- организации процесса интегрирования во времени.

3.4.1. Учет частоты срабатывания бортовых систем КА

Для всех моделей бортовых систем, разрабатываемых в программном комплексе, существует единый алгоритм учёта частоты срабатывания, блок схема которого представлена на рис. 3.10:

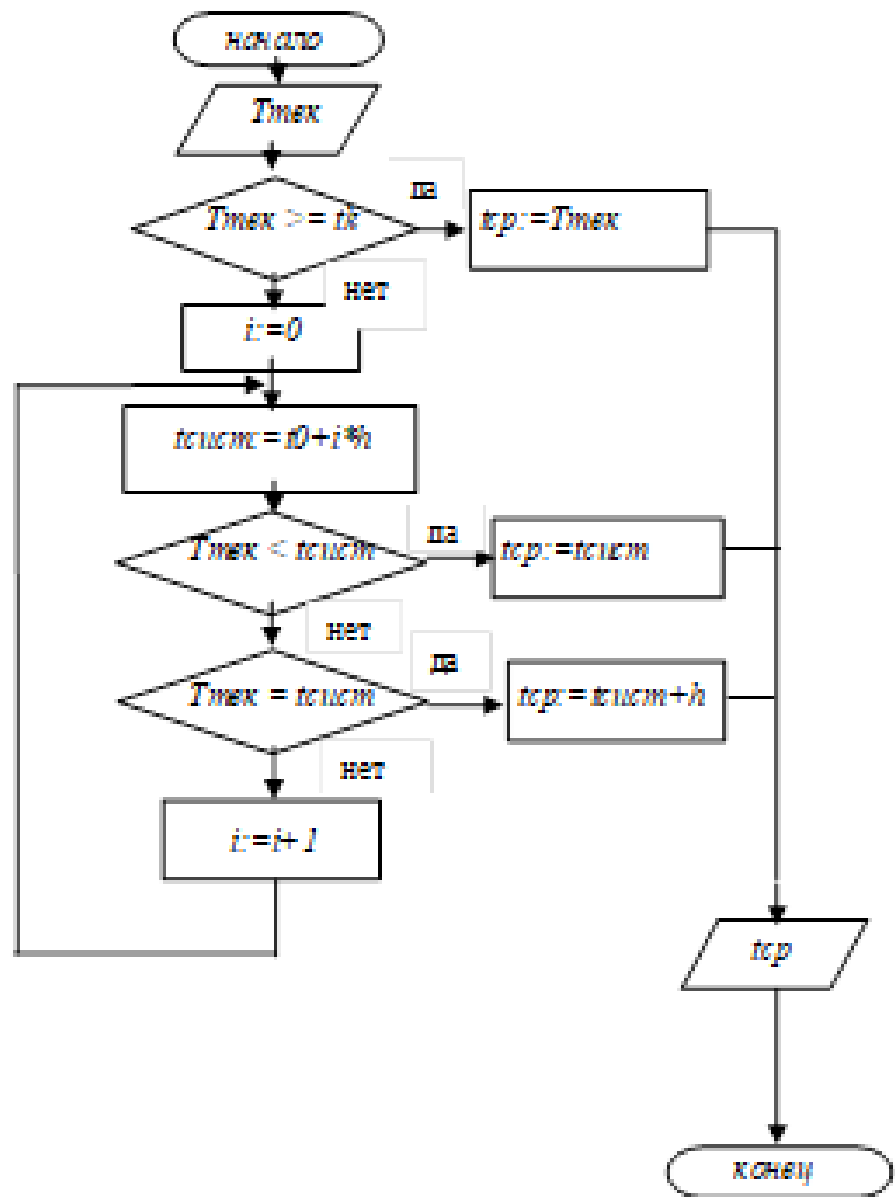


Рис. 3.10. Блок схема определения ближайшего момента срабатывания БС РН

На вход алгоритма подаётся текущий момент времени в процессе моделирования движения КА. На выходе необходимо получить ближайший момент срабатывания системы, относительно текущего.

Для каждой системы в базе данных заданы момент начала работы системы, момент окончания функционирования и частота срабатывания.

Поступивший на вход текущий момент времени $T_{тек}$ сравнивается с моментом окончания работы системы t_k . В случае, если система окончила свою работу к моменту времени $T_{тек}$, $T_{тек} \geq t_k$, то момент срабатывания опреде-

ляется как $T_{\text{тек}}$ (здесь назначение $t_{\text{ср}} = T_{\text{тек}}$ не несёт физического смысла, а служит, так называемым, флагом для процедуры, определяющей текущий шаг интегрирования, в которую и передаётся значение $t_{\text{ср}}$).

Если условие $T_{\text{тек}} \geq t_k$ не выполняется, то начинается процесс перебора всех возможных значений момента срабатывания системы $t_{\text{сист}}$. На каждом шаге $t_{\text{сист}}$ сравнивается с $T_{\text{тек}}$. Таким образом, определяется интервал времени между двумя, следующими друг за другом моментами срабатывания системы, которому принадлежит момент $T_{\text{тек}}$.

В момент выполнения условия $T_{\text{тек}} < t_{\text{сист}}$ искомому моменту срабатывания системы присваивается значение $t_{\text{сист}}$ (на рис. $T_{\text{сист}}^{i+1}$).

Если $T_{\text{тек}} = t_{\text{сист}}$, то в качестве ближайшего момента срабатывания назначается момент времени $t_{\text{сист}} + h$, где h – шаг, с которым работает система.

Если рассмотренные выше условия не выполняются на рассматриваемом шаге перебора, то осуществляется переход к следующему моменту срабатывания системы и процедура повторяется.

3.4.2. Методика интегрирования уравнений движения. Определение текущего шага интегрирования

Обычно все программы численного интегрирования дифференциальных уравнений имеют блочную структуру, включающую в себя четыре блока подпрограмм (рис.3.11).



Рис. 3.11. Блок-схема модуля «Интегратор»

В первом блоке вводятся начальные условия Y_0, t_0 , шаг интегрирования Δt и вызывается второй блок – подпрограмма интегрирования, куда и передаются значения начальных условий. Второй блок вызывается после операции по изменению циклического аргумента (времени). В начальный момент интегрирования задаётся значение изменения аргумента, соответствующее начальным условиям. Далее каждый раз в соответствии с алгоритмом определения текущего шага интегрирования будет назначаться новое изменение циклического аргумента.

Исходные данные задаются из базы данных.

Во втором блоке реализуется сам алгоритм интегрирования. При этом в начале вызывается третий блок для вычисления правых частей дифференциальных уравнений, куда передаются текущие значения t, y , а затем непосредственно реализуется формула интегрирования и находится значение $(t + \Delta t)$. в конце второго блока осуществляется присвоение $t_k + 1 = t_k + \Delta t$ и проверяется

условие $t < T$.

Для решения дифференциальных уравнений используется метод Рунге-Кутты четвертого порядка [23] в модификации Гилла, который позволяет компенсировать накапливаемые ошибки округления. Начиная с точки X_0 и $Y(X_0) = Y_0$ и вектора $Q_0 = 0$, результирующий вектор $Y_4 = Y(X_0 + h)$ вычисляется по следующим формулам [23]:

$$Empty \quad (3.4.1)$$

где $K_i, Y_i Q_i (i = 1..4)$ являются векторами, $F(X, Y) = \frac{dY}{dX}$.

В третьем блоке по заданным значениям u, t находятся правые части интегрируемых дифференциальных уравнений.

Вычисление правых частей уравнений происходит с помощью аппарата создания списка, элементами которого являются объекты, моделирующие силовые воздействия на КА в процессе полёта. Организуется циклическое обращение к элементам списка и суммирование всех воздействий, возникающих на рассматриваемом участке полёта.

В четвёртом блоке производится вывод всех необходимых результатов моделирования в файлы для дальнейшей обработки с помощью графического модуля.

Определения текущего шага интегрирования

Так как все бортовые системы КА могут работать с разной частотой, то интегрирование уравнений движения нельзя проводить с фиксированным шагом. Так как в этом случае работу систем, функционирующих с шагом, отличным от шага интегрирования, учесть будет невозможно. Поэтому на каждой итерации в процессе интегрирования уравнений движения КА необходимо определять шаг с учётом частот срабатывания всех бортовых систем РН. Для этого был разработан следующий алгоритм, блок схема которого представлена на рис. 3.12.

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

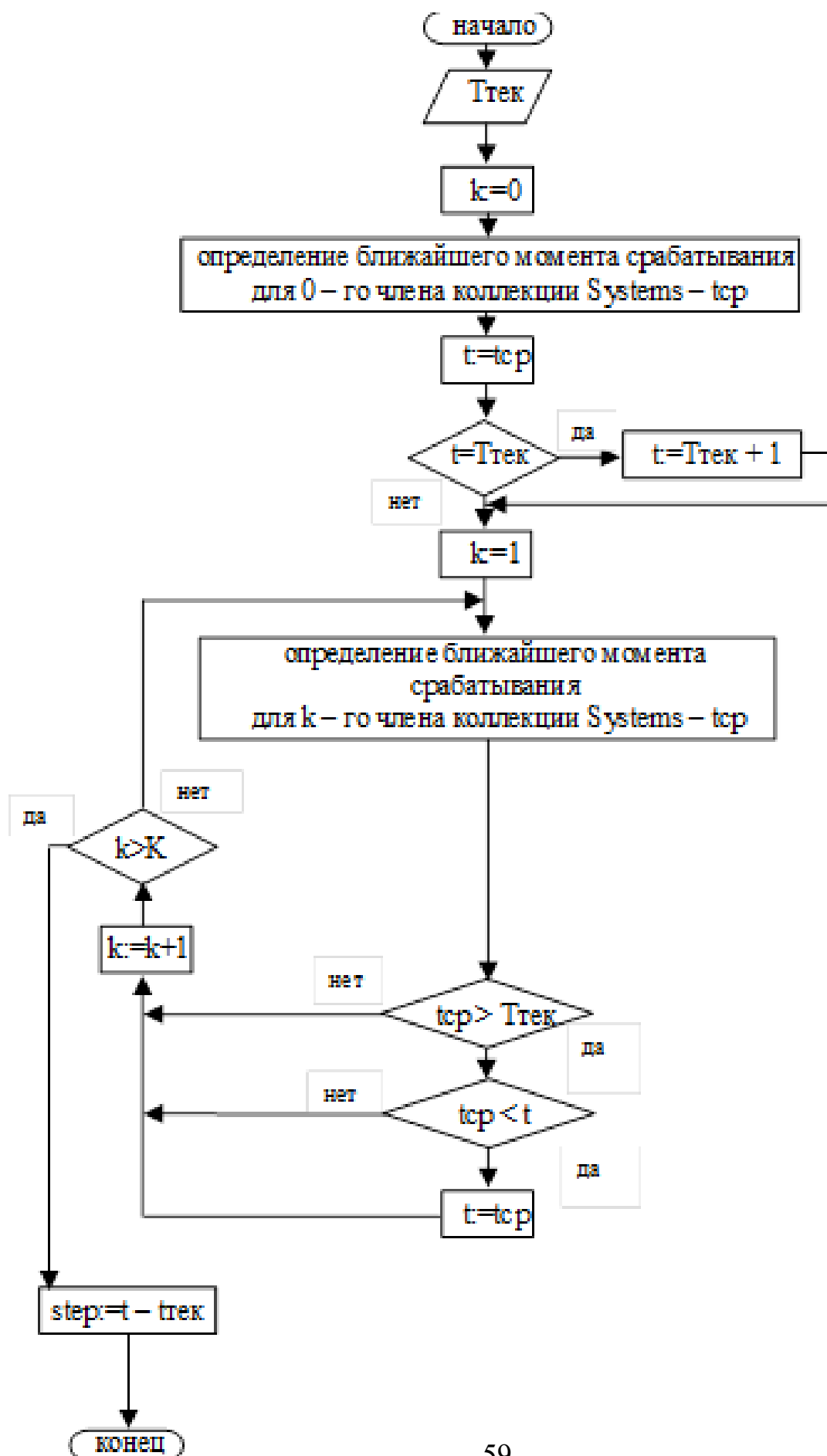


Рис. 3.12. Блок – схема определения текущего шага интегрирования

На вход поступает текущий момент времени $T_{\text{тек}}$.

На выходе алгоритма выдаётся искомый шаг интегрирования.

Для определения шага сначала определяется момент времени t , в который срабатывает хотя бы одна подсистема КА, ближайший к $T_{\text{тек}}$. В управляющем модуле создаются список, элементами которого являются объекты, моделирующие алгоритмы функционирования бортовых подсистем.

В качестве начального значения t берётся, ближайший к $T_{\text{тек}}$, момент срабатывания системы $t_{\text{ср}}$, являющейся нулевым членом списка.

В случае равенства полученного момента t и $T_{\text{тек}}$, присваивается значение $T_{\text{тек}} + 1$.

Далее организуется цикл, в котором на каждой итерации определяется ближайший момент срабатывания очередной бортовой подсистемы $t_{\text{ср}}$. Если $t_{\text{ср}} > T_{\text{тек}}$ и меньше t , то t принимает значение $t_{\text{ср}}$, иначе значение t остаётся прежним и осуществляется переход к следующему элементу коллекции.

Если значение $t_{\text{ср}}$ для какого – либо элемента коллекции равно $T_{\text{тек}}$, это означает, что система, моделируемая в этом элементе списка закончила свою работу на рассматриваемом отрезке времени.

Если моделирование производится в реальном масштабе времени, то программа уходит в режим ожидания реального времени срабатывания соответствующей подсистемы.

Условием окончания циклического процесса является перебор всех элементов списка.

В заключении алгоритма проводится вычисление разницы между полученным моментом времени t и исходным $T_{\text{тек}}$, которая и назначается текущим шагом интегрирования.

3.4.3. Организация работы управляющего модуля с использованием диспетчера событий и глобальных переменных

Рассмотрим взаимодействие подсистем КА при проведении динамических операций (рис.3.13).

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

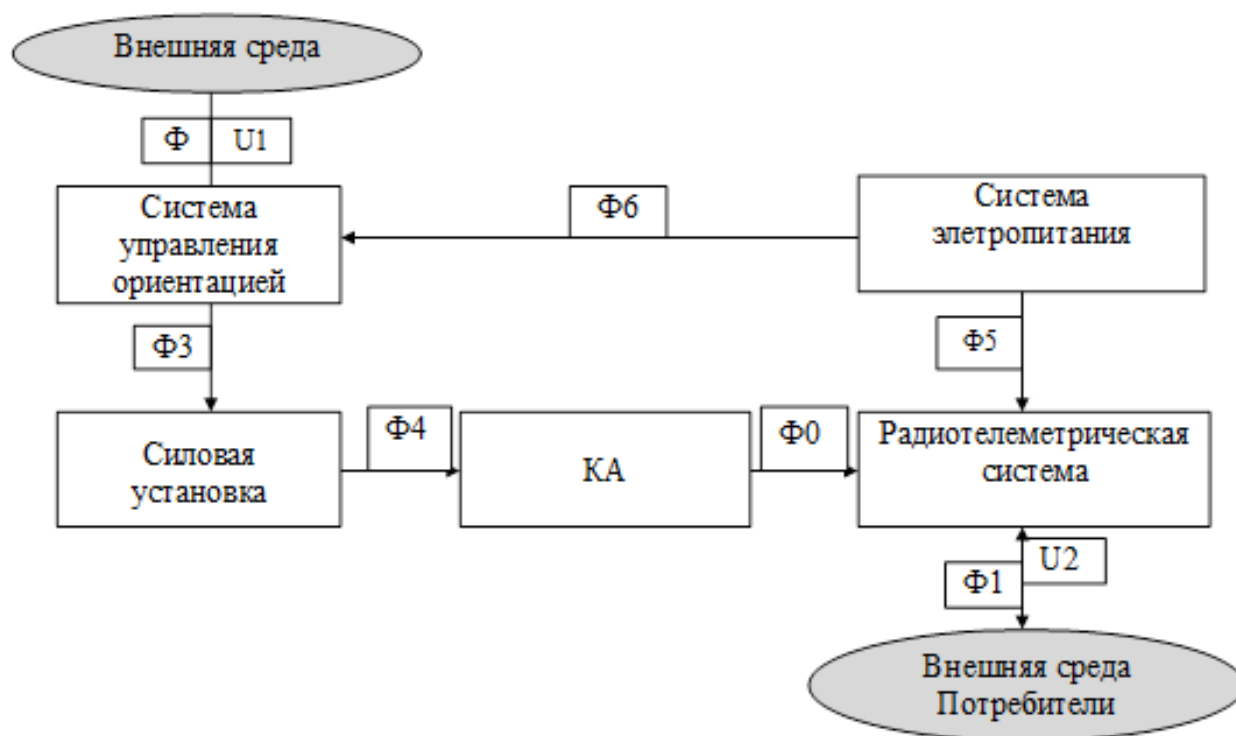


Рис. 3.13. Взаимодействие подсистем КА при выполнении динамических операций на орбите

Модель внешней среды КА приводится в табл. 3.1.

Табл. 3.1.

Модель внешней среды КА

Элементы среды	Коммуникативные связи
Космическое пространство(КП)	Предоставляет информацию (U1) об ориентации КА.
Потребитель (наземные станции)	Осуществляют прием и передачу теле и радио сигнала (U2) на борт КА.

Функциональные связи между элементами КА представлены в табл. 3.2.

Табл. 3.1.

Модель внешней среды КА

Элементы	Функции
КА в целом	Ф0 – содержит радиотелеметрическую систему для осуществления связи с наземными станциями.
Радиотелеметрическая система	Ф1 – прием и ретрансляция сигналов (U2) наземных станций.
Система управления ориентацией	Ф2 – Получает информацию об ориентации КА в космическом пространстве. Ф3 – формирование команд на силовую установку
Силовая установка	Ф4 – обеспечивает коррекцию орбиты.
Система энергопитания	Ф5 – питает энергией компоненты радиотелеметрической системы. Ф6 – питает энергией компоненты СУО.

3.5. Методика построения и создание базы данных программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций и обслуживания КА

Космическая система – это совокупность функционально взаимосвязанных КА и наземных технических средств, предназначенных для решения целевых задач. Типовой состав космической системы приведён в виде схемы (см. рис.3.14.) [17-21].

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

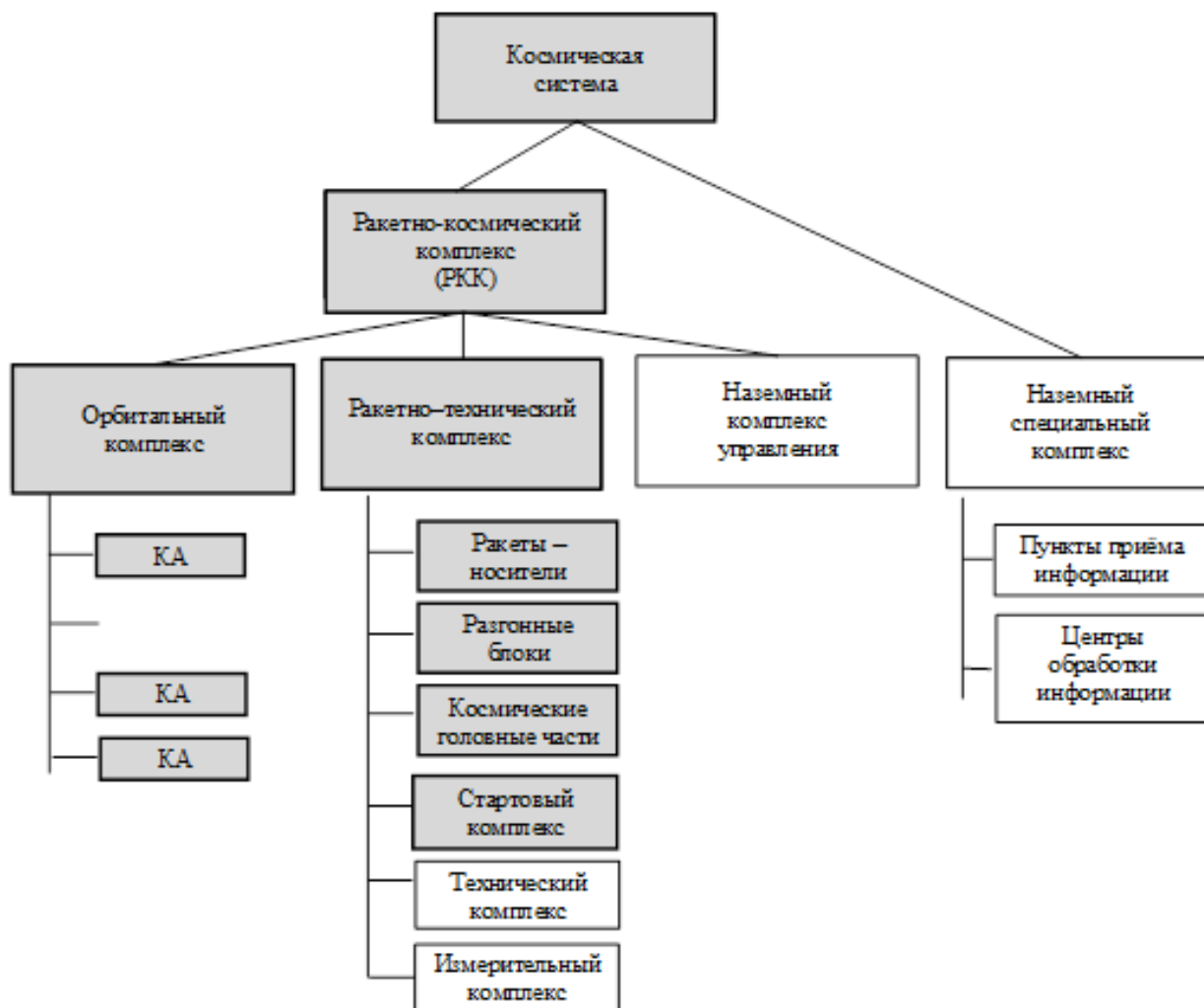


Рис. 3.14. Состав космической системы

Объектами космического назначения, являющимися предметом дальнейшего описания является ракетно-космический комплекс в составе:

- ракет-носителей;
- разгонных блоков;
- космических головных частей;
- орбитального комплекса.

Состав ракеты-носителя представлен на рис. 3.15. Объекты, которые являются предметом дальнейшего описания, выделены цветом. К ним относятся:

- ракетный блок (корпус и двигательная установка);
- головной обтекатель;

- разгонный блок (корпус и двигательная установка).

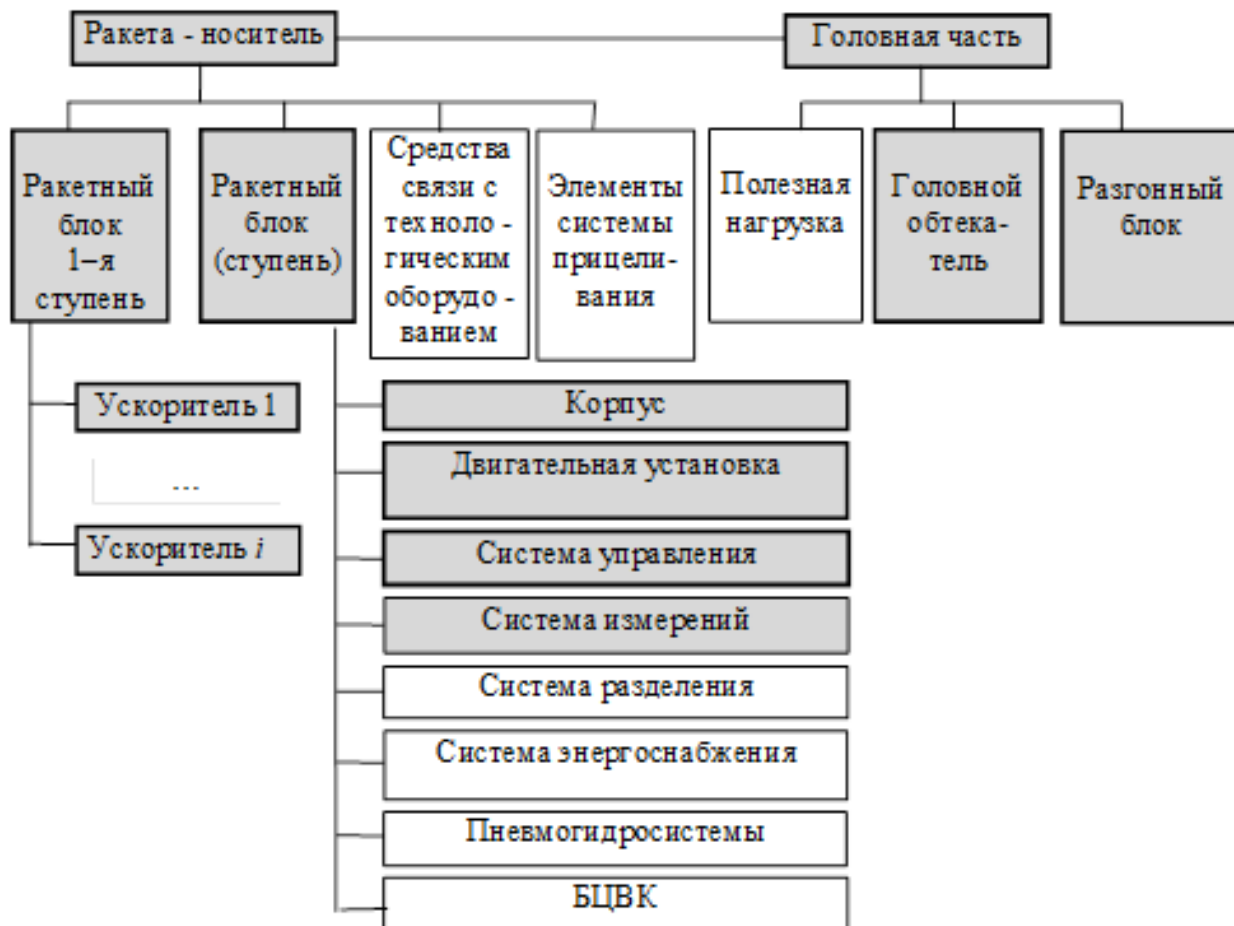


Рис. 3.15. Состав РН

Состав КА представлен на рис. 3.16 [17-21]. Объекты, которые являются предметом дальнейшего описания, выделены цветом. К ним относятся:

- космический аппарат (массово-инерционные и аэродинамические характеристики);
- силовые установки;
- система управления и ориентации.

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА



Рис. 3.16. Состав КА

Для описания элементов объектов космического назначения используются банки данных и информационное обеспечение. Таким образом, они должны рассматриваться как часть более обширной системы – космической системы.

Информация в банке данных регулярно устаревает и таким образом начинает терять ценность. Справиться с этой проблемой поможет регулярная актуализация баз данных.

Актуализация базы данных – это подтверждение имеющейся информации и получение дополнительных необходимых данных об объекте. Дополнительными данными являются:

- уточнение имеющейся информации;
- декомпозиция объекта актуализации и разработка банков данных и информационного обеспечения подчиненных элементов.

С этой точки зрения актуализация возможна, если средства информационной системы не только позволяют модифицировать существующие данные как это принято в современных СУБД, но и вносить в нее новые сущности в виде описания новых или детализации старых объектов системы. Такие возможности прежде всего обеспечиваются оптимальным выбором архитектуры информационной системы, которая должна в полной мере соответствовать предметной области. Архитектура должна с одной стороны соответствовать предметной области, иметь элементы открытости и позволять наращивать систему по возможности без изменения программного кода.

С точки зрения разработчиков информационная система должна

- иметь элементы открытости архитектуры;
- иметь средства наращивания по возможности без изменения программного кода.

Открытость архитектуры может быть обеспечена наличием ядра и дополнительных программ обработки, взаимодействующих с ним. Средства наращивания предполагают единый подход к формированию и описанию данных и обеспечения связей между ними.

Учитывая распределенный характер использования информационная система должна:

- обладать достаточными средствами контроля действий пользователей;
- иметь возможность гибкой настройки программ тематической обработки в интересах конкретного пользователя;
- иметь интуитивно-понятный интерфейс.

Выбор модели информационной системы.

Эффективность функционирования БД программно-моделирующего комплекса во многом зависит от ее архитектуры. В достаточно распространенном варианте она предполагает наличие компьютерной сети и распределенной базы данных БД. База данных размещается на компьютере-сервере. Управление осуществляется специальным программным обеспечением – сервером управления базами данных (СУБД).

При построении информационных систем, работающих с БД, широко используется архитектура клиент-сервер [11]. Ее основу составляют принципы организации взаимодействия клиента и сервера при управлении БД. Схемы взаимодействия процессов управления БД определяются с помощью эталонной модели архитектуры открытых систем OSI. Согласно этой модели, функция управления БД относится к прикладному уровню. Сама модель является многоуровневой.

Остановимся на двух самых верхних уровнях: прикладном и *представительном*, которые в наибольшей степени являются предметом внимания со стороны разработчика элементов ПМК и пользователей. Остальные функции будем считать связными функциями, необходимыми для реализации двух первых. При этом будем придерживаться широкого толкования термина СУБД, понимая под ним все программные системы, которые используют информацию из БД.

Методика построения и технический облик программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА

Как поддерживающая интерфейс с пользователем программа, СУБД, в общем случае, реализует следующие основные функции:

- управление данными, находящимися в базе;
- обработка информации с помощью прикладных программ;
- представление информации в удобном для пользователя виде;
- при размещении СУБД в сети возможны различные варианты распределения функций по узлам.

Наиболее типичными вариантами разделения функции между компьютером-сервером и компьютером-клиентом являются следующие [11]:

- распределенное представление;
- удаленное представление;
- распределенная функция;
- удаленный доступ к данным;
- распределенная БД.

Перечисленные способы распределения функций в системах с архитектурой клиент-сервер иллюстрируют различные варианты: от мощного сервера, когда практически вся работа производится на нем, до мощного клиента, когда большая часть функции выполняется на рабочей станции, а сервер обрабатывает поступающие к нему по сети SQL-вызовы. В моделях удаленного доступа к данным и удаленного представления производится строгое распределение функции между компьютером-клиентом и компьютером-сервером. В других моделях имеет место выполнение одной из следующих функций одновременно на двух компьютерах: управления данными (модель распределенной БД), обработки информации (модель распределенной функции), представления информации (модель распределенного представления).

Старков А.В. Разумный В.Ю. Управление КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

4. ПРИМЕРЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ КА С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ

В качестве примера использования теоретических положений, представленных в разделах 1-3 рассмотрим отработку выполнения следующих динамических операций:

1. Выведение КА на расчетную высокоэллиптическую орбиту (п.4.1).
2. Выведение КА на расчетную круговую орбиту (п.4.2).
3. Проведение динамических операций на высокоэллиптических орбитах с целью обеспечения требований по трассе полета (п.4.3).
4. Проведение динамических операций на круговой орбите с целью изменения положения географической долготы восходящего узла (п.4.4).

Отметим, хотя данный перечень не является исчерпывающим, тем не менее, он объединяет достаточно большой спектр задач и может быть достаточно легко расширен.

4.1. Отработка средств выведения КА на высокоэллиптическую орбиту

В данном разделе приведены результаты использования созданного программно-моделирующего комплекса для отработки выведения КА типа «Меридиан» на рабочую высокоэллиптическую орбиту. Исследуется участок траектории движения разгонного блока «Фрегат» с низкой круговой орбиты высотой $H \approx 180$ км до рабочей орбиты. На этом участке проводятся два включения двигательной установки разгонного блока. Первый активный участок формирует промежуточную эллиптическую орбиту, а второй переводит КА на эллиптическую орбиту с высотой в перигее около $H \approx 1000$ км и периодом обращения около 12 часов. На первом участке циклограмма выведения задана жестко, т.е. обратной связи по измерениям параметров траектории нет. На втором участке может использоваться как жесткая циклограмма выведения, так и обобщенный терминальный алгоритм управления.

Начальные условия. В момент выведения разгонного блока на орбиту ИСЗ задан вектор состояния в начальной стартовой системе координат:

$$X_{\Gamma} = 372,814831 \text{ км};$$

$$Y_{\Gamma} = 2523,868509 \text{ км};$$

$$Z_{\Gamma} = 6021,978202 \text{ км}$$

$$V_{XГ} = -7614,651019 \text{ м/с};$$

$$V_{YГ} = 1718,019743 \text{ м/с};$$

$$V_{ZГ} = -248,666392 \text{ м/с};$$

которому соответствуют следующие параметры орбиты ИСЗ:

$$\text{наклонение к экватору } i = 65,12^\circ;$$

$$\text{долгота восходящего узла } \Omega = 34,65^\circ;$$

$$\text{аргумент перигея } \omega = 93,34^\circ;$$

$$\text{большая полуось } a = 6545,41 \text{ км};$$

$$\text{аргумент широты } u = 359,6^\circ;$$

$$\text{эксцентриситет } e = 0,000809.$$

Корреляционная матрица вектора состояния в момент выведения представлена в табл. 4.1.1

Табл. 4.1.1.

Корреляционная матрица вектора состояния

X, км	Y, км	Z, км	Vx, м/с	Vy, м/с	Vz, м/с
1,8					
	1,8				
		7			
			1		
				1	
					160

Характеристики разгонного блока представлены в табл. 4.1.2

Циклограмма выведения. Циклограмма выведения определяет номинальную последовательность событий для программно-моделирующего комплекса. В рассматриваемом случае выведение на рабочую орбиту осуществляется с помощью двух орбитальных переходов – активных участков. Первый активный участок формирует промежуточную эллиптическую орбиту, а второй переводит КА на эллиптическую орбиту с высотой в перигее около 1000км и периодом обращения около 12 часов. При этом каждый активный участок включает

Табл. 4.1.2.

Характеристики РБ

Параметр	Значение
Начальная масса	7800 кг
Расход топлива в режиме большой тяги (БТ)	6,1 кг/с

режим малой тяги (МТ) и режим большой тяги (БТ). В режиме БТ направление вектора тяги двигателя задается линейной программой угла тангажа в связанной орбитальной системе координат, характеризуемой двумя параметрами – начальным углом тангажа T и производной по времени $\frac{dT}{dt}$. В режиме МТ угол тангажа постоянен.

Исследуются два варианта циклограмм, которые отличаются моментами начала активных участков, выбранными из условия видимости РБ с российских станций, а также параметрами программ угла тангажа в режимах большой тяги. Параметры циклограмм даны в табл. 4.1.3 и 4.1.4. Идентификаторы событий соответствуют тем, которые приведены на рабочих циклограммах.

Табл. 4.1.3.

Циклограмма выведения КА. Вариант 1.

Участок	Идентификатор события	Время, с	Пояснения
1 Пассивный	ОГБ	554,4	Выход на орбиту ИСЗ Нкр $\approx 180\text{км}$
1 Активный	СО31	600	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T=92^\circ$, $\frac{dT}{dt}=0$
1 Активный	К31	655	Включение режима большой тяги, $T=92^\circ$; $\frac{dT}{dt}=0.055^\circ/\text{с}$
2 Пассивный	ГК1	738	Отсечка тяги и выход на промежуточную орбиту Нп $\approx 215\text{км}$, $H_a \approx 39430\text{км}$
2 Активный	СО32	3270	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T=89^\circ$, $\frac{dT}{dt}=0$
2 Активный	К32	3325	Включение режима большой тяги, $T=89^\circ$; $\frac{dT}{dt}=0.025^\circ/\text{с}$
Выход на орбиту	ГК2	3985	Отсечка тяги и выход на рабочую эллиптическую орбиту орбиту Нп $\approx 1000\text{км}$, $T=12\text{ часов}$.

Табл. 4.1.4.

Циклограмма выведения КА. Вариант 2.

Участок	Идентификатор события	Время, с	Пояснения
1 Пассивный	ОГБ	554,4	Выход на орбиту ИСЗ Нкр $\approx 180\text{км}$
1 Активный	СО31	2750	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T=92^\circ$, $\frac{dT}{dt}=0$
1 Активный	К31	2750+55	Включение режима большой тяги, $T=92^\circ$; $\frac{dT}{dt}=0.055^\circ/\text{с}$
2 Пассивный	ГК1	3502	Отсечка тяги и выход на промежуточную орбиту Нп $\approx 215\text{км}$, $H_a \approx 39430\text{км}$
2 Активный	СО32	22500	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T=89^\circ$, $\frac{dT}{dt}=0$
2 Активный	К32	22555	Включение режима большой тяги, $T=89^\circ$; $\frac{dT}{dt}=0.025^\circ/\text{с}$
Выход на орбиту	ГК2	22572	Отсечка тяги и выход на рабочую эллиптическую орбиту орбиту Нп $\approx 1000\text{ км}$, $T=12\text{ часов}$.

Для осуществления орбитальных переходов дважды происходит включение двигательной установки с постоянной тягой равной 2т (в номинале). Максимальное отклонение тяги двигателей от номинала составляли 5%. Для целей моделирования принято, что в каждый момент времени тяга реализуется случайно в соответствии с профилем, расположенным в пределах ($\pm 3\sigma$).

В качестве случайных параметров при моделировании были приняты следующие:

- вектор состояния КА на момент ОГБ (корреляционная матрица представлена выше);

- профиль тяги двигателей;
- начальная масса КА ($\pm 0,1$ кг);
- ошибки времени включения ($\pm 0,1$ сек).

Расчет предельных траекторий.

Ниже представлены результаты моделирования отдельных траекторий выведения КА на рабочую орбиту. Исследовались следующие траектории

- номинальная траектория;
- траектории с ошибками, имеющими предельные отклонения от номинала ($\pm 3\sigma$).

Результаты математического моделирования для различных схем выведения представлены:

Для Варианта 1 – на рис. 4.1.1-4.1.5,

Для Варианта 2 – на рис. 4.1.6-4.1.10.

При этом траектории, помеченные как «Nominal» соответствуют номинальной траектории, «Lower» - траектории с ошибками (-3σ), а «Upper» - ($+3\sigma$)

Вариант 1.

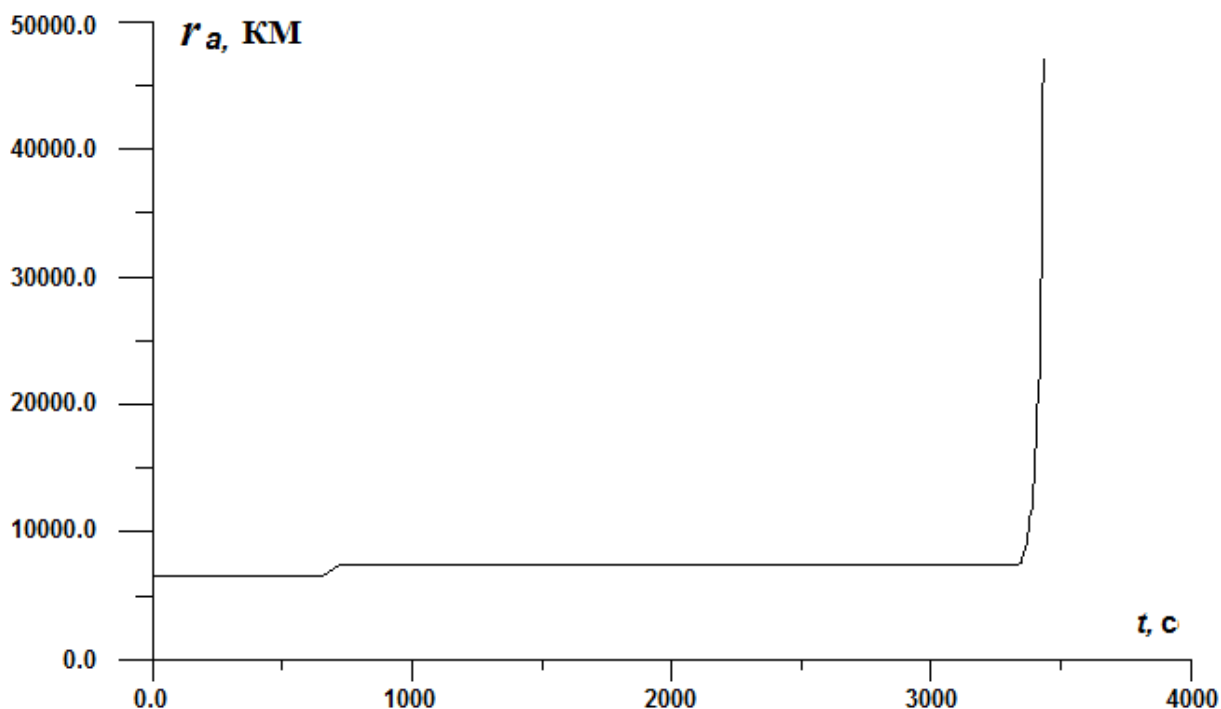


Рис. 4.1.1. Изменение радиуса апоцентра по времени

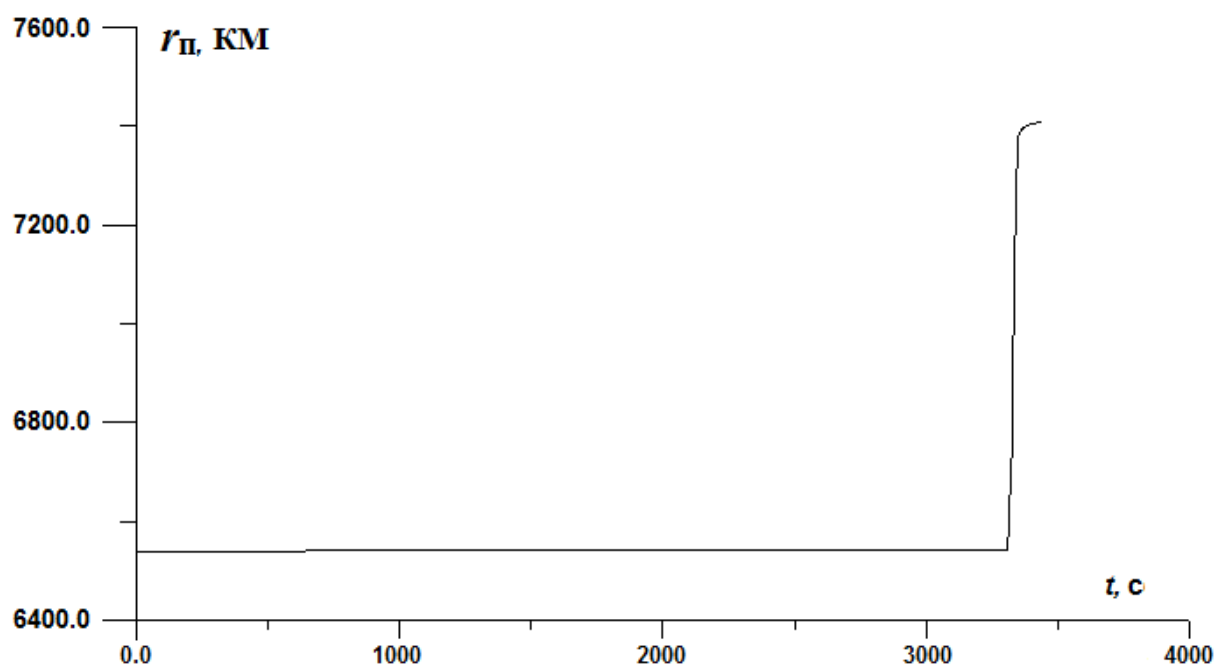


Рис. 4.1.2. Изменение радиуса перицентра по времени

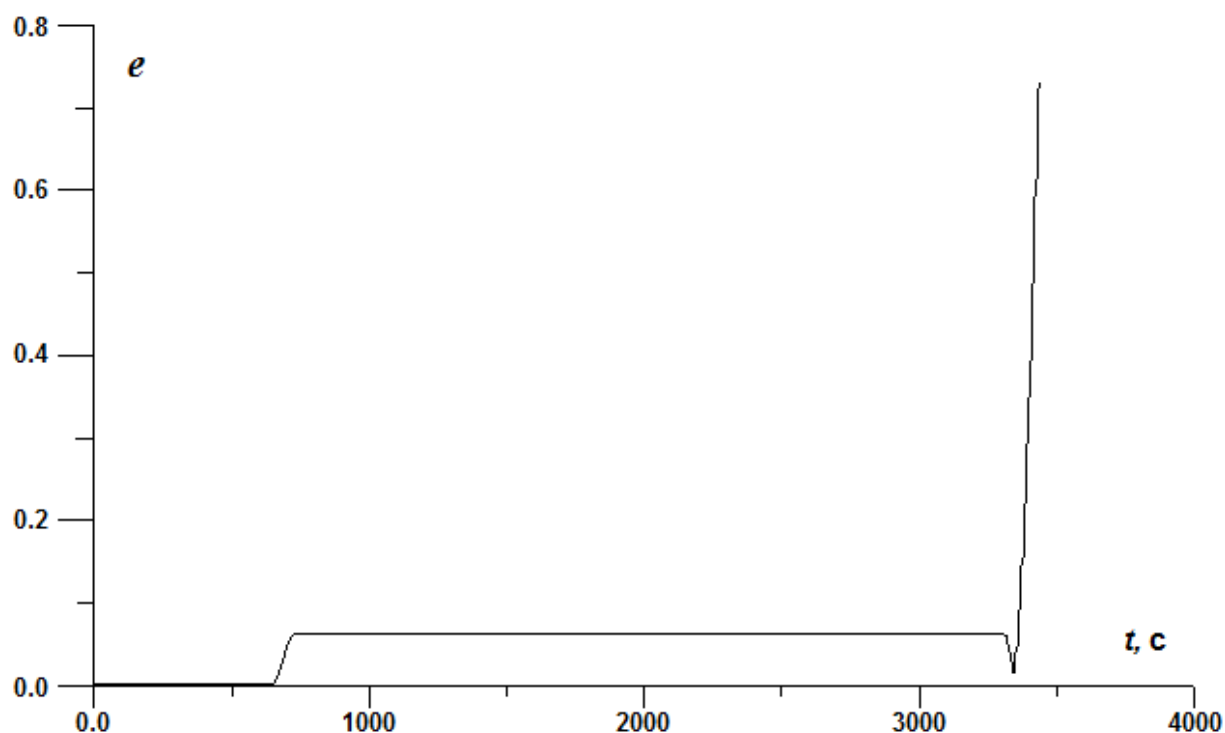


Рис. 4.1.3. Изменение эксцентриситета по времени

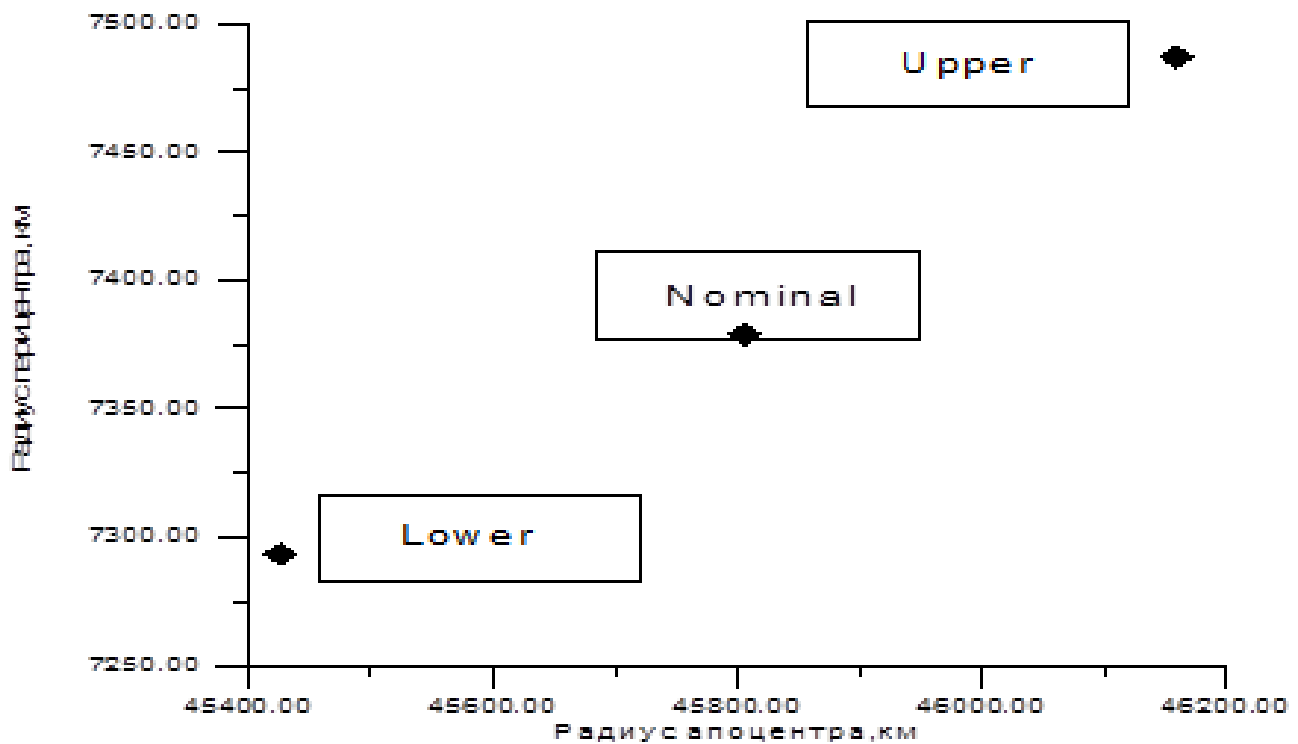


Рис. 4.1.4. Разбросы конечных параметров (радиусов перигея и апоцентра)

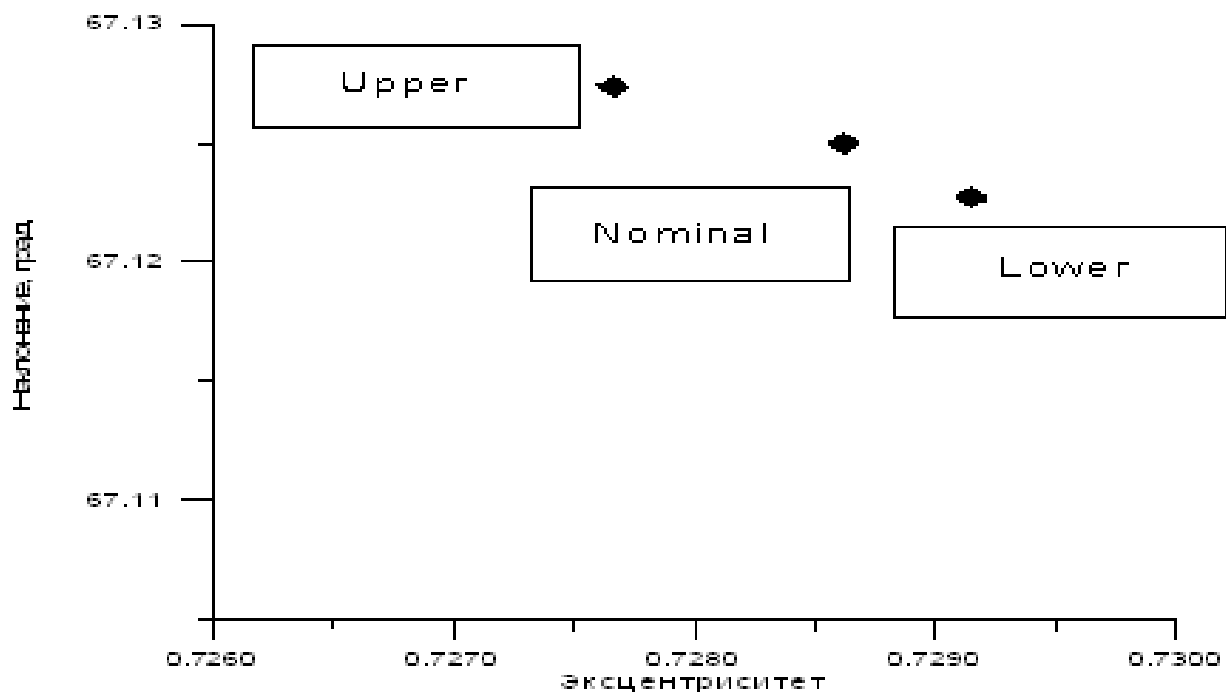


Рис. 4.1.5. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Вариант 2.

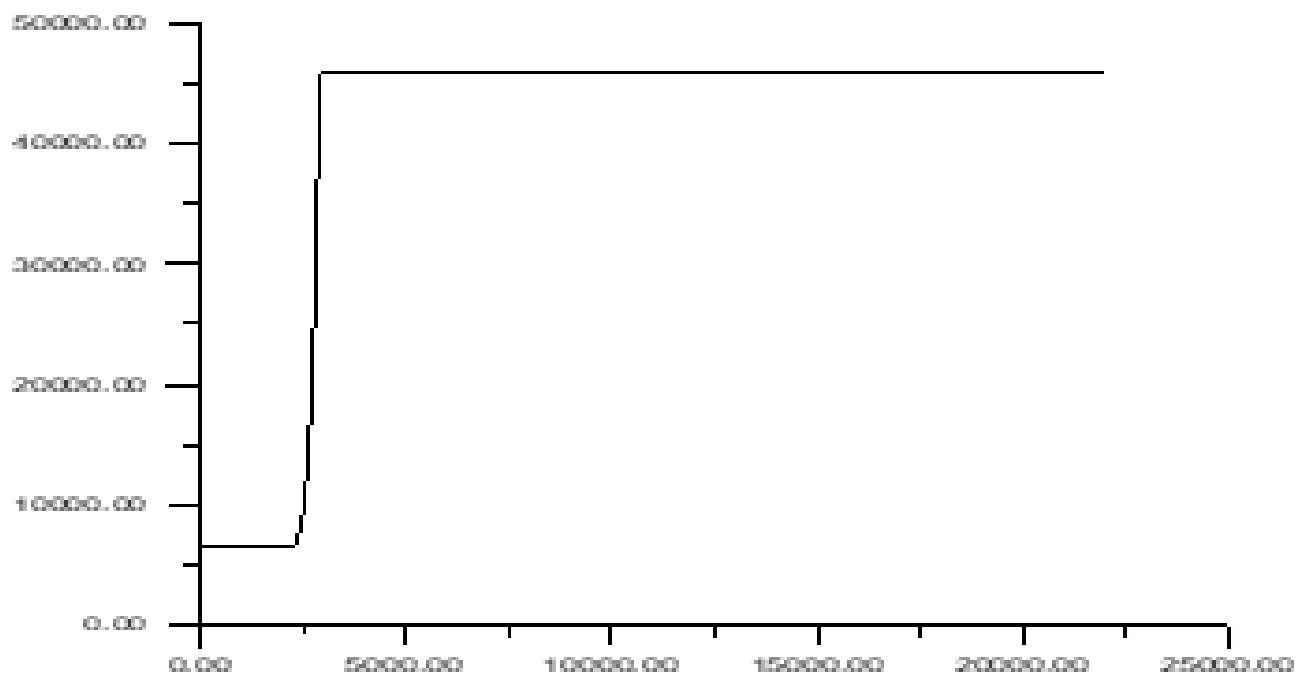


Рис. 4.1.6. Изменение радиуса апоцентра по времени

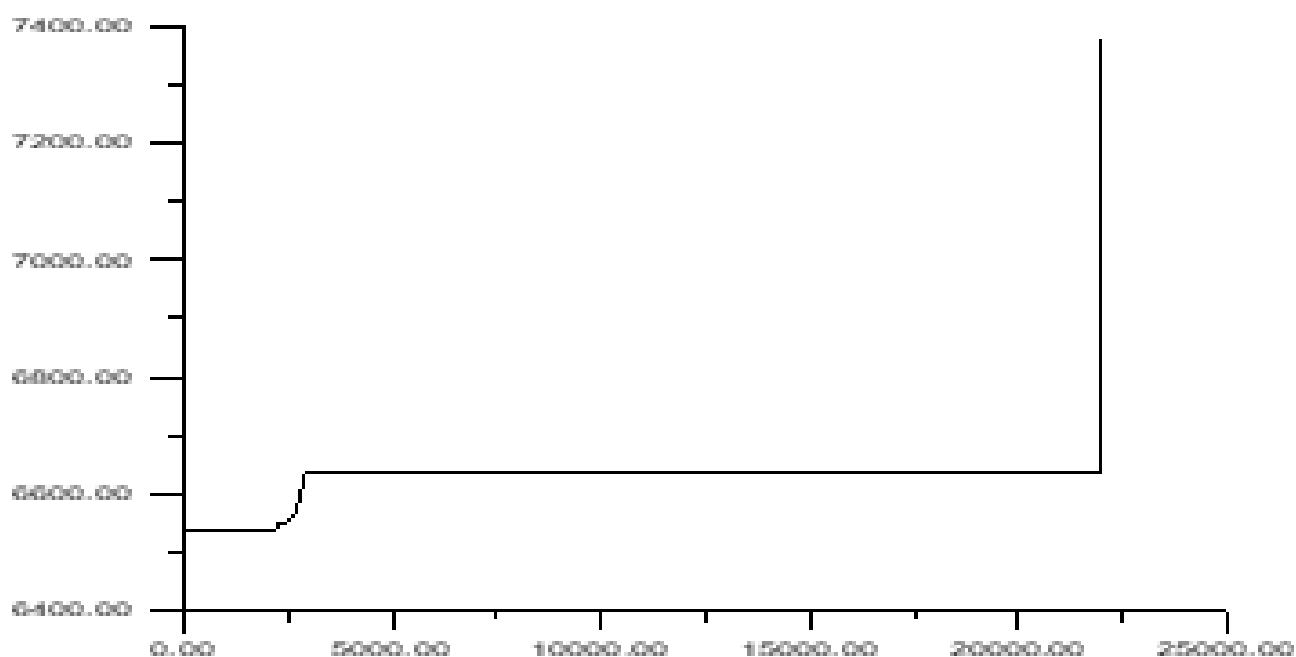


Рис. 4.1.7. Изменение радиуса перигея по времени

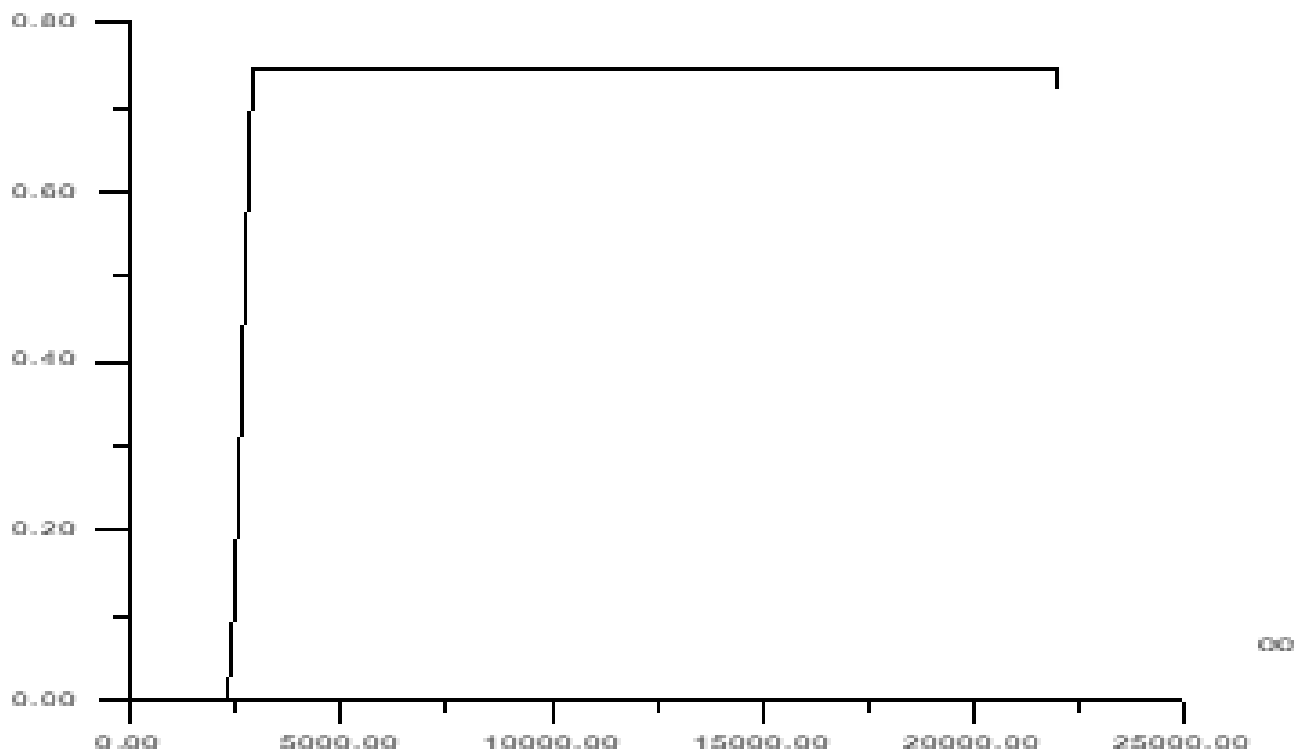


Рис. 4.1.8. Изменение эксцентриситета по времени

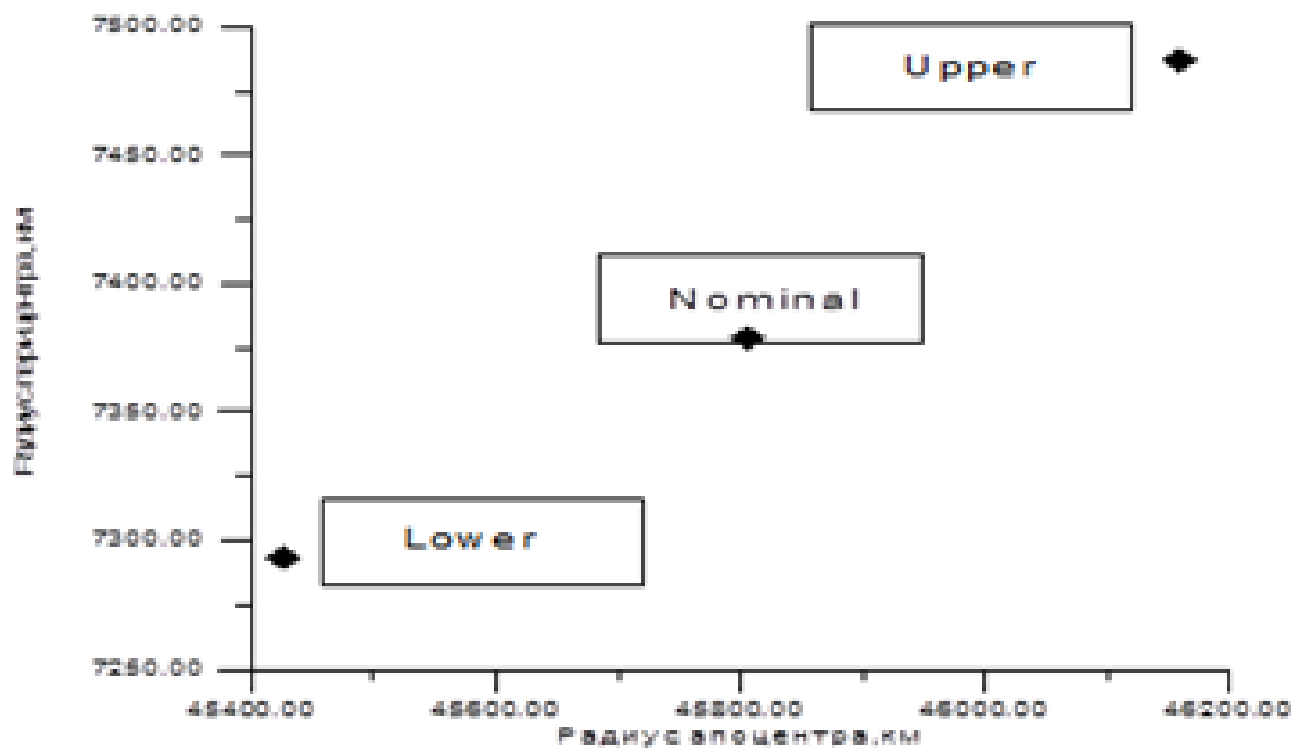


Рис. 4.1.9. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

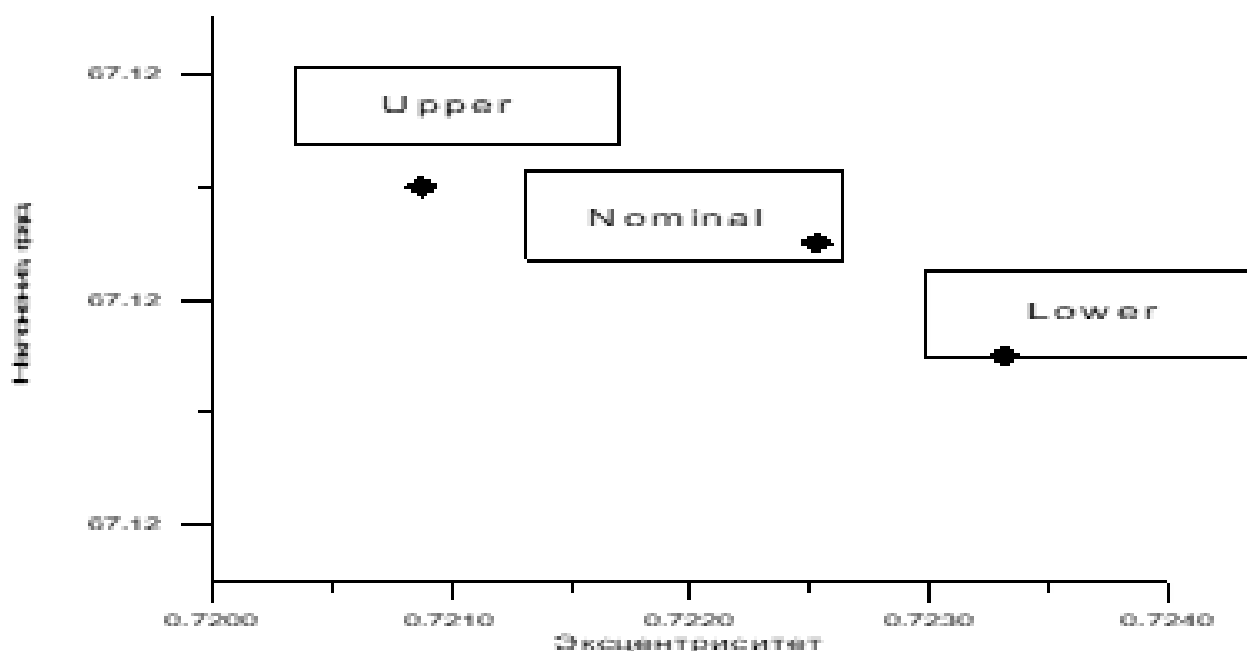


Рис. 4.1.10. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Статистическое моделирование

Ниже представлены результаты статистического моделирования выведения КА на рабочую орбиту. В качестве случайных параметров были приняты:

- вектор состояния КА на момент ОГБ;
- тяга двигателей;
- начальная масса КА;
- ошибки времени включения.

На рис. 4.1.11,15 (для вариантов 1 и 2 соответственно) представлены разбросы конечных параметров (радиусов перигея и апогея). На рисунках 4.1.13, 17 (для вариантов 1 и 2 соответственно) представлены разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения).

Вариант 1.

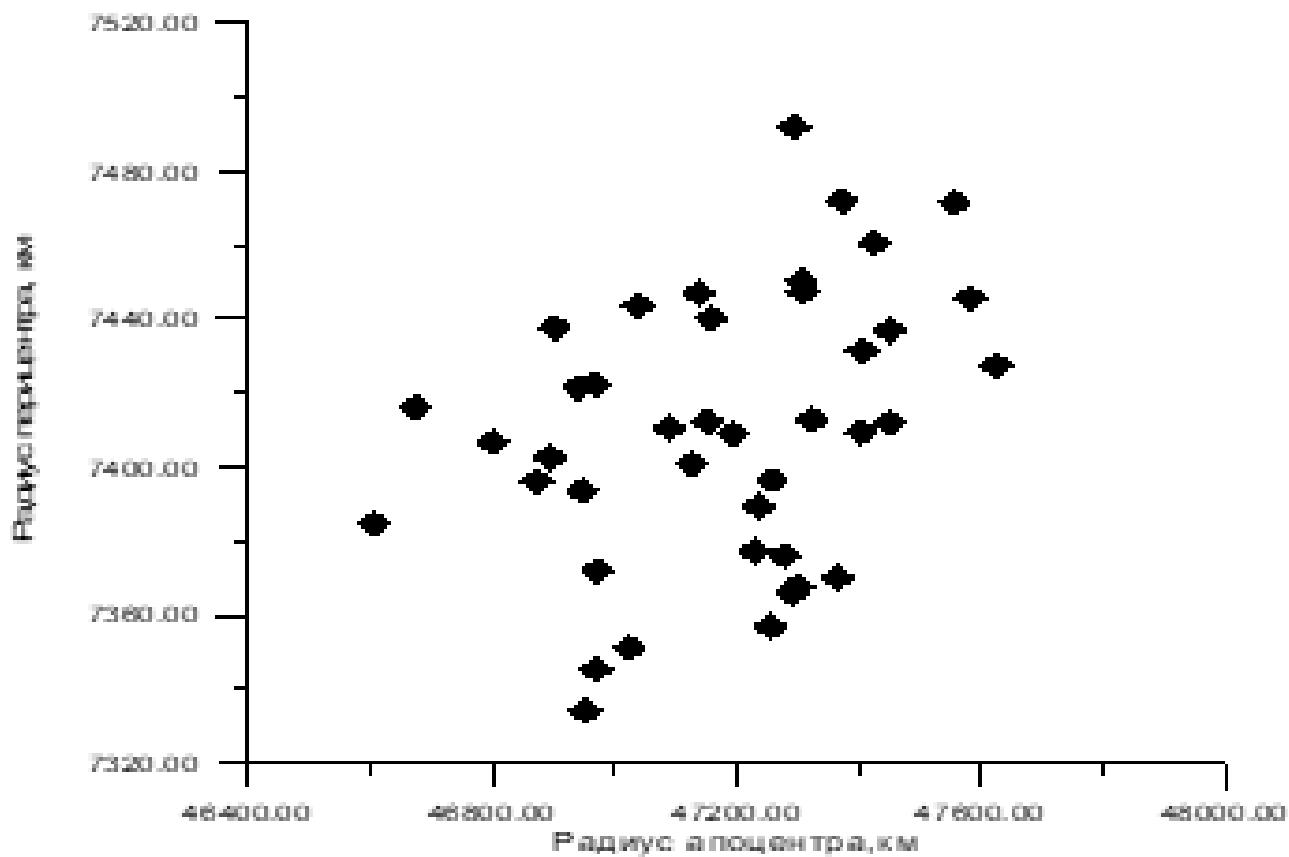


Рис. 4.1.11. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

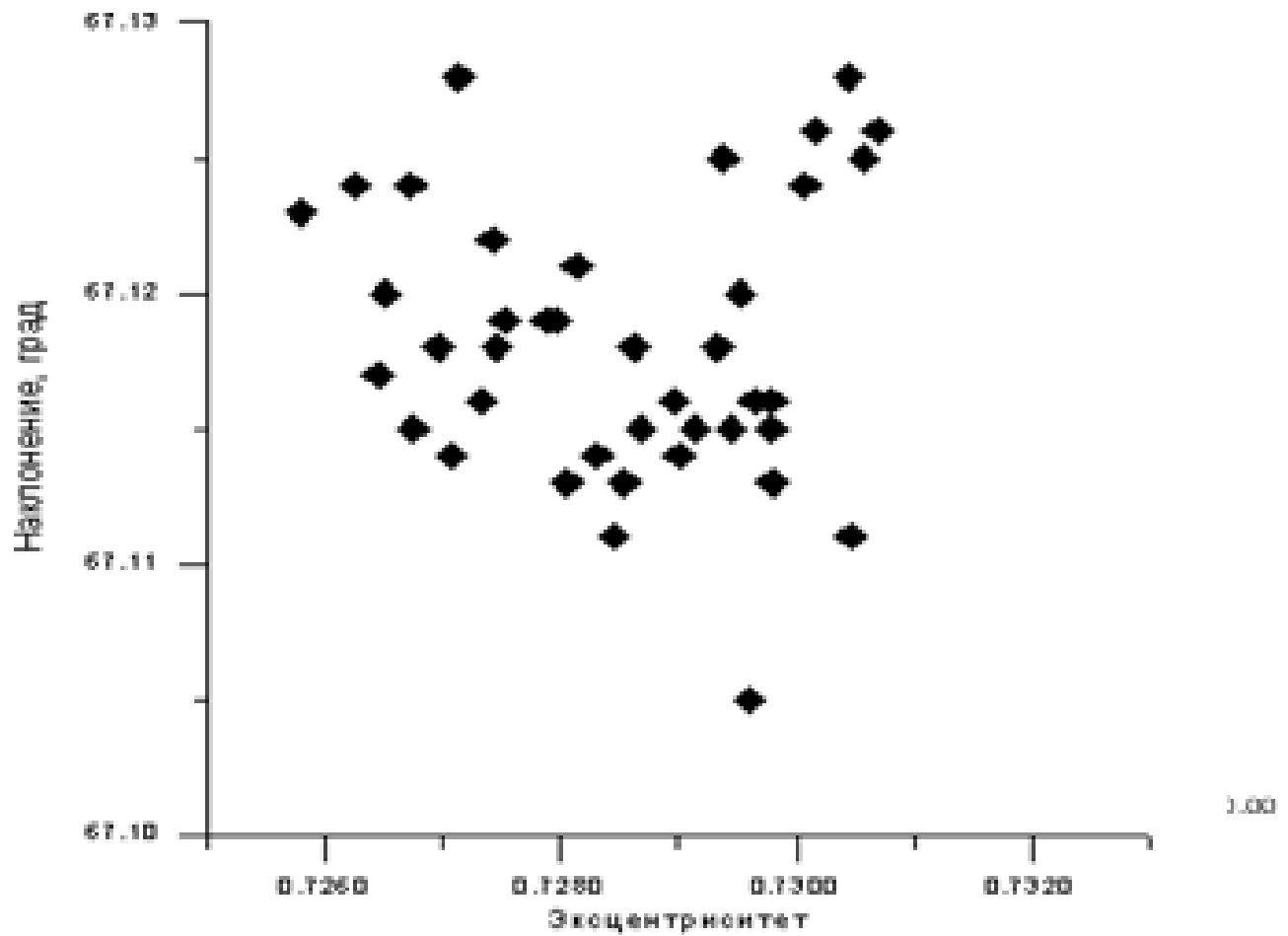


Рис. 4.1.11. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Вариант 2.

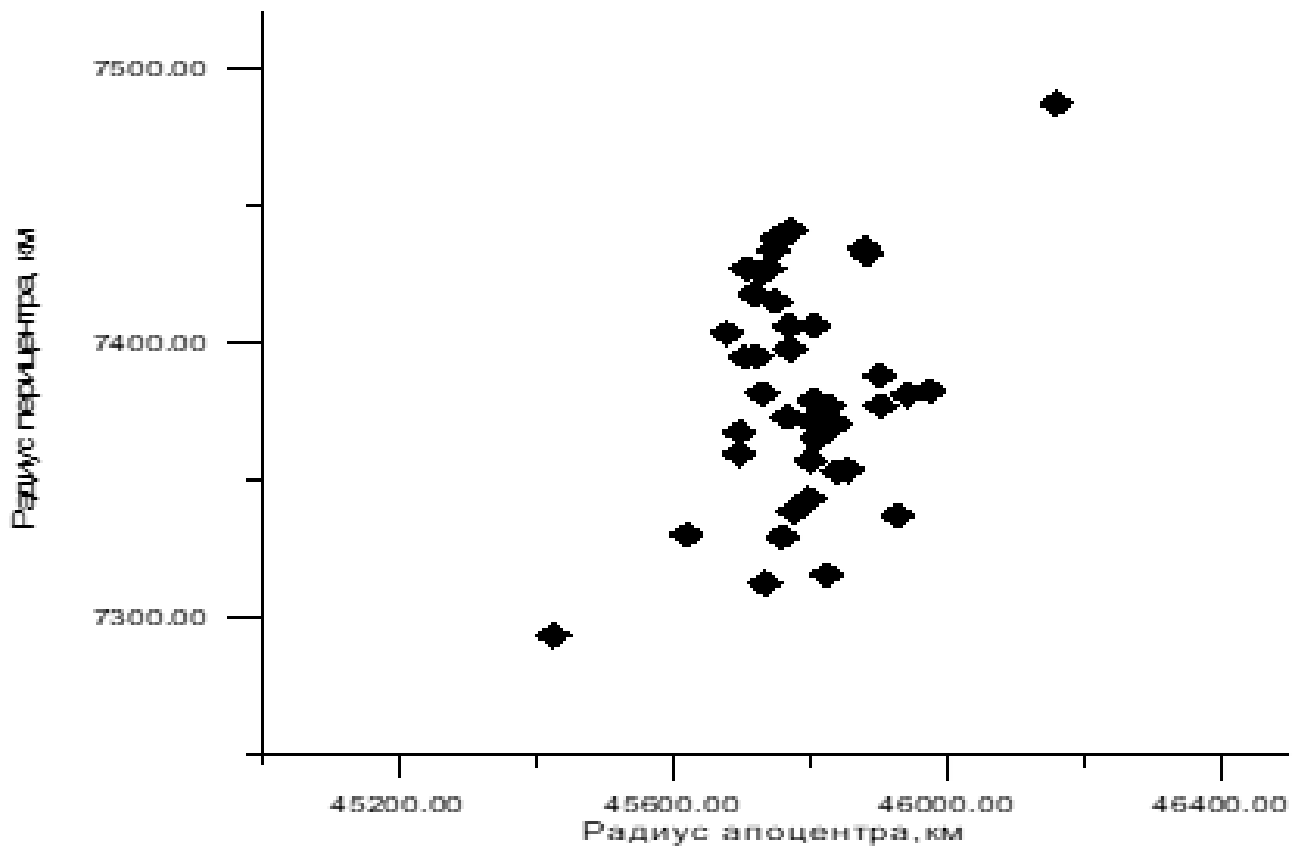


Рис. 4.1.13. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

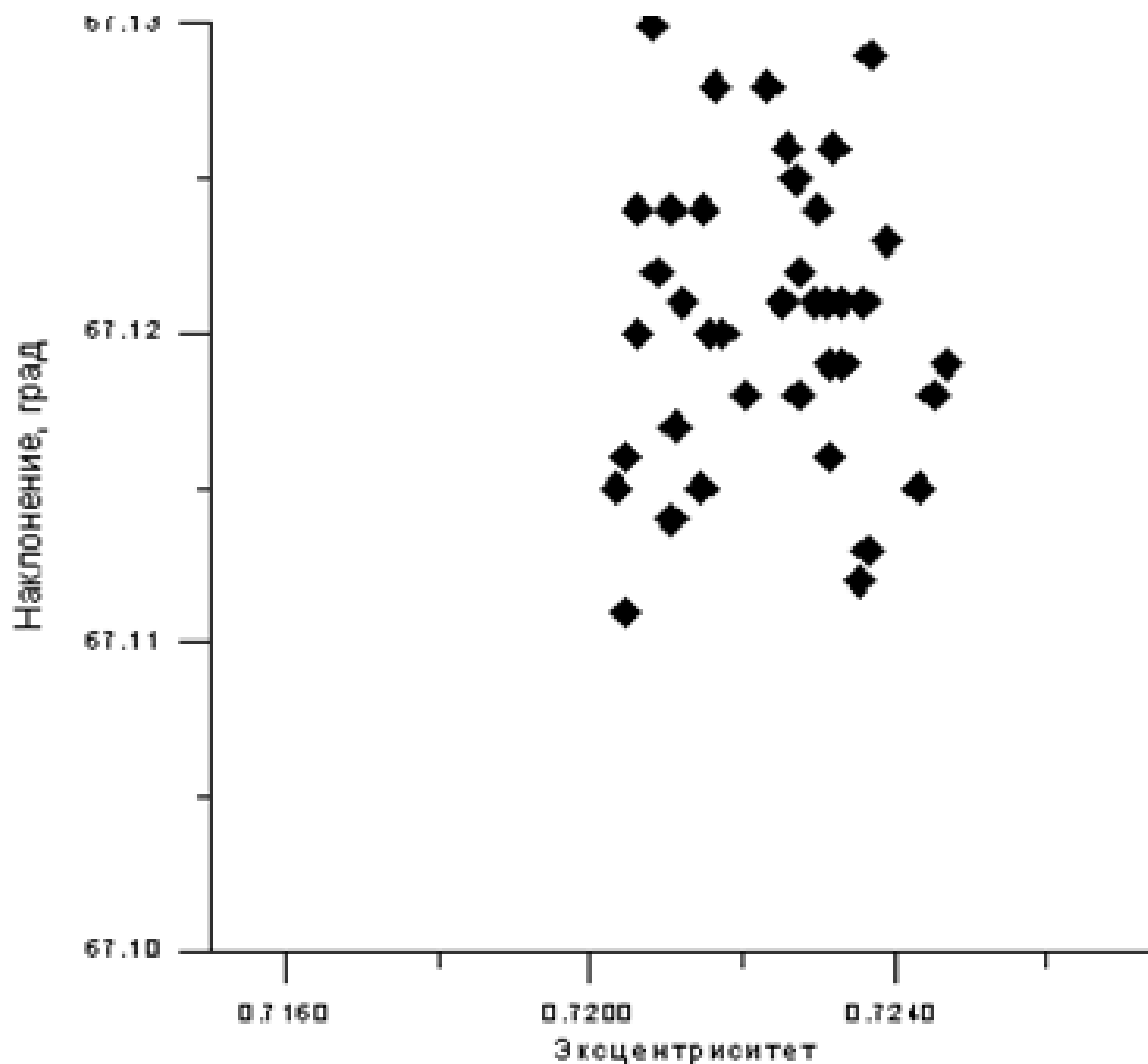


Рис. 4.1.14. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Ниже представлены результаты моделирования отдельных траекторий выведения КА на рабочую орбиту. Исследовались следующие траектории

- Номинальная траектория
- Траектории с ошибками, имеющими предельные отклонения от номинала ($\pm 3\sigma$)
- На втором участке полета (2 участок в таблицах 4.1.3, 4.1.4) используется терминальный метод выведения, описанный в п. 2.5

Результаты математического моделирования для различных схем выведения представлены:

Для **Варианта 3** – на рис. 4.1.15-4.1.19,

Для **Варианта 4** – на рис. 4.1.20-4.1.28.

При этом траектории, помеченные как «Nominal» соответствуют номинальной траектории, «*Lower*» - траектории с ошибками (-3σ), а «*Upper*» - ($+3$)с.к.о.

Вариант 3.

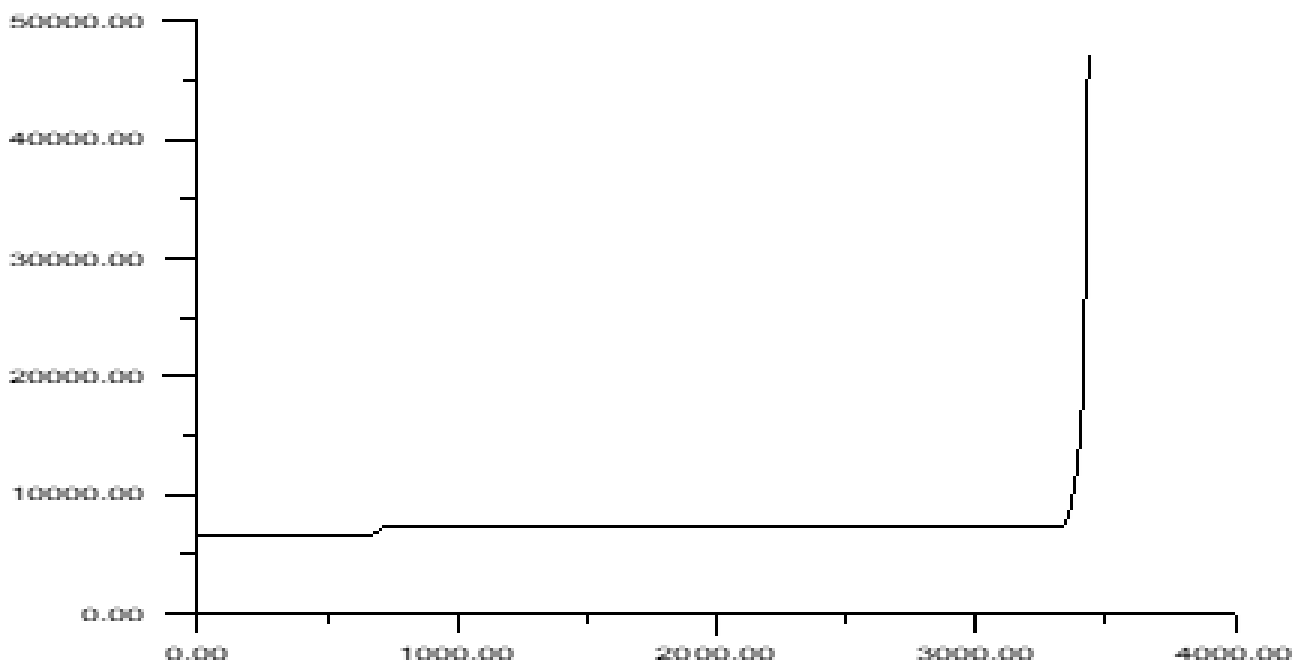


Рис. 4.1.15. Изменение радиуса апоцентра по времени

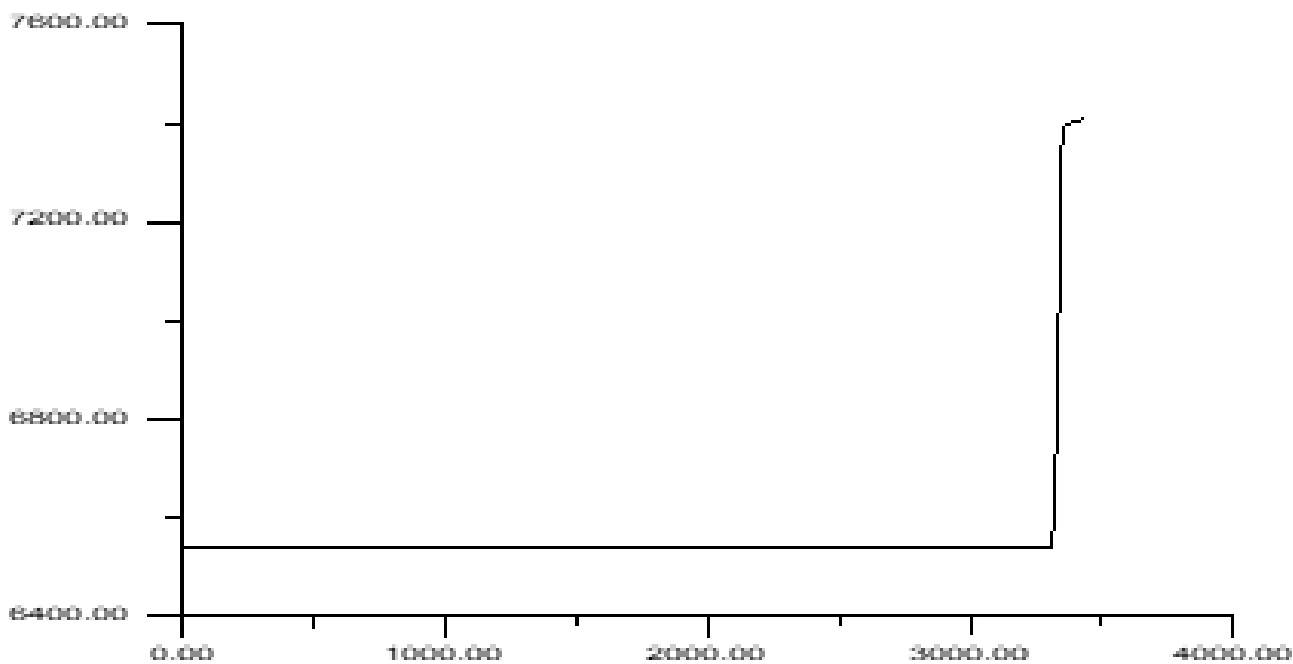


Рис. 4.1.16. Изменение радиуса перигея по времени

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

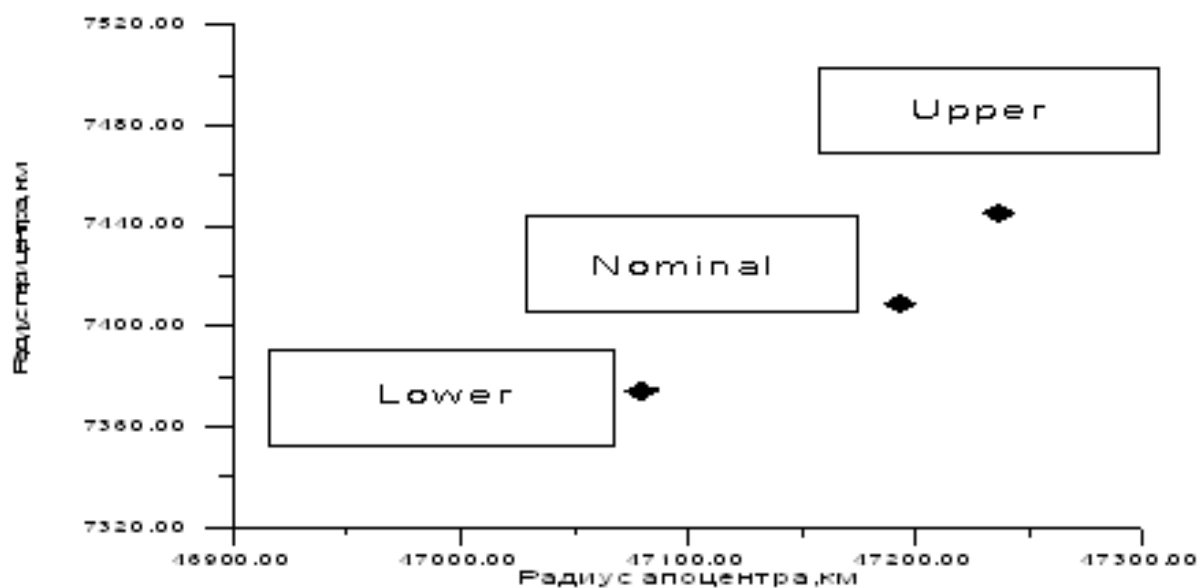


Рис. 4.1.17. Изменение эксцентриситета по времени

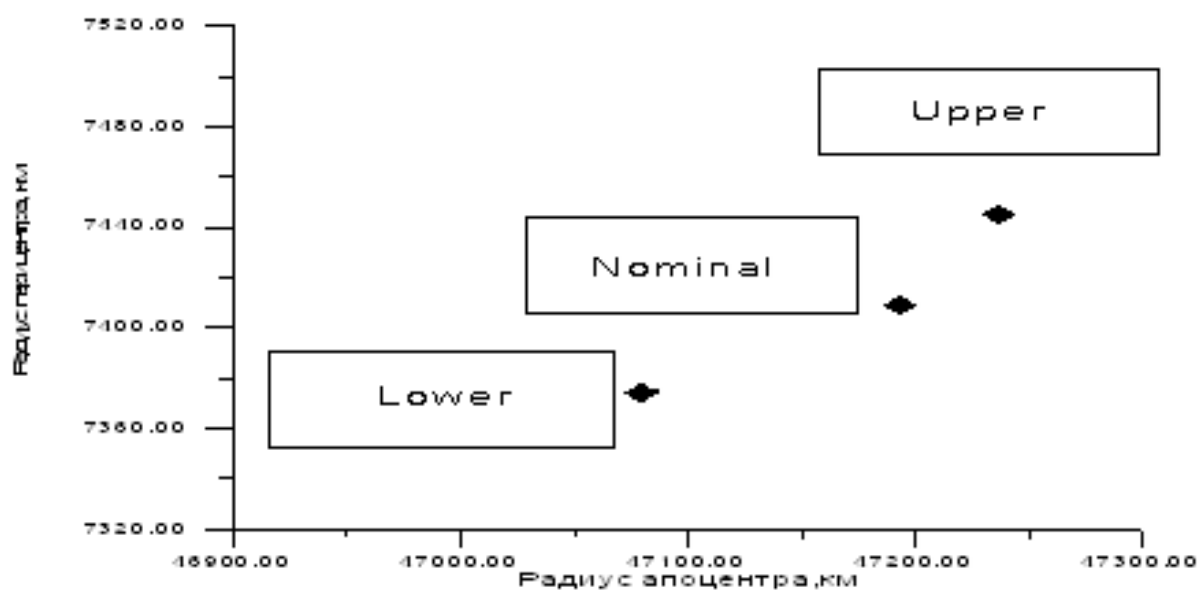


Рис. 4.1.18. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

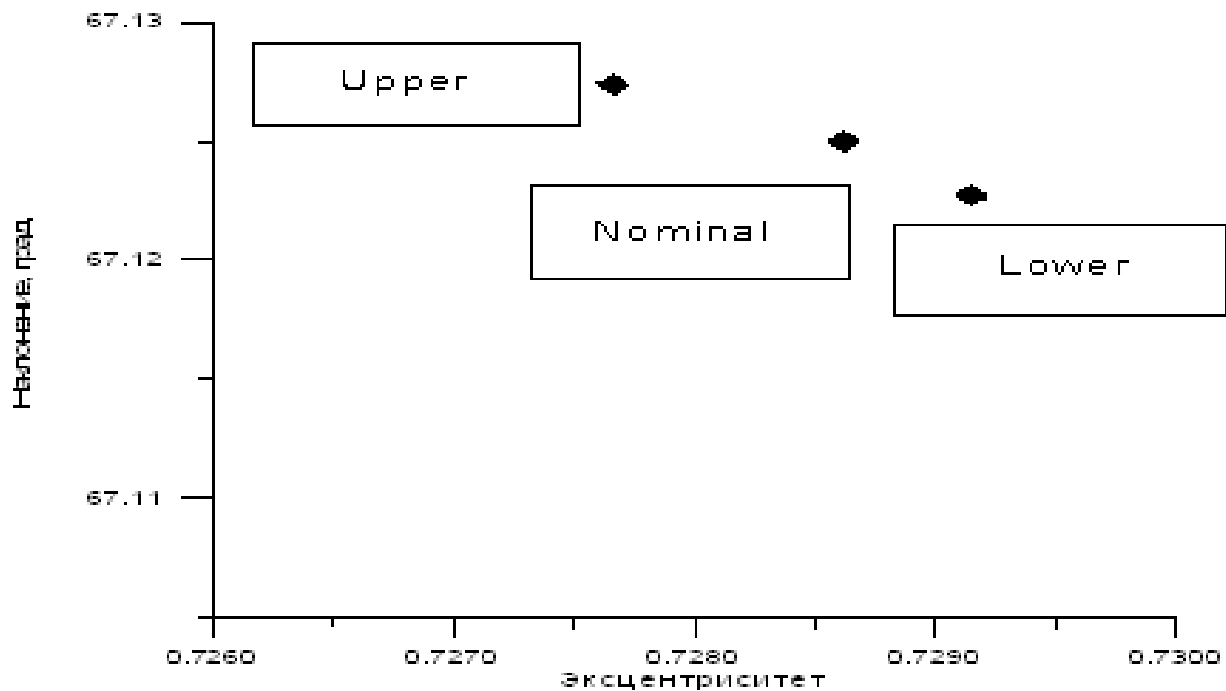


Рис. 4.1.19. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Вариант 4.

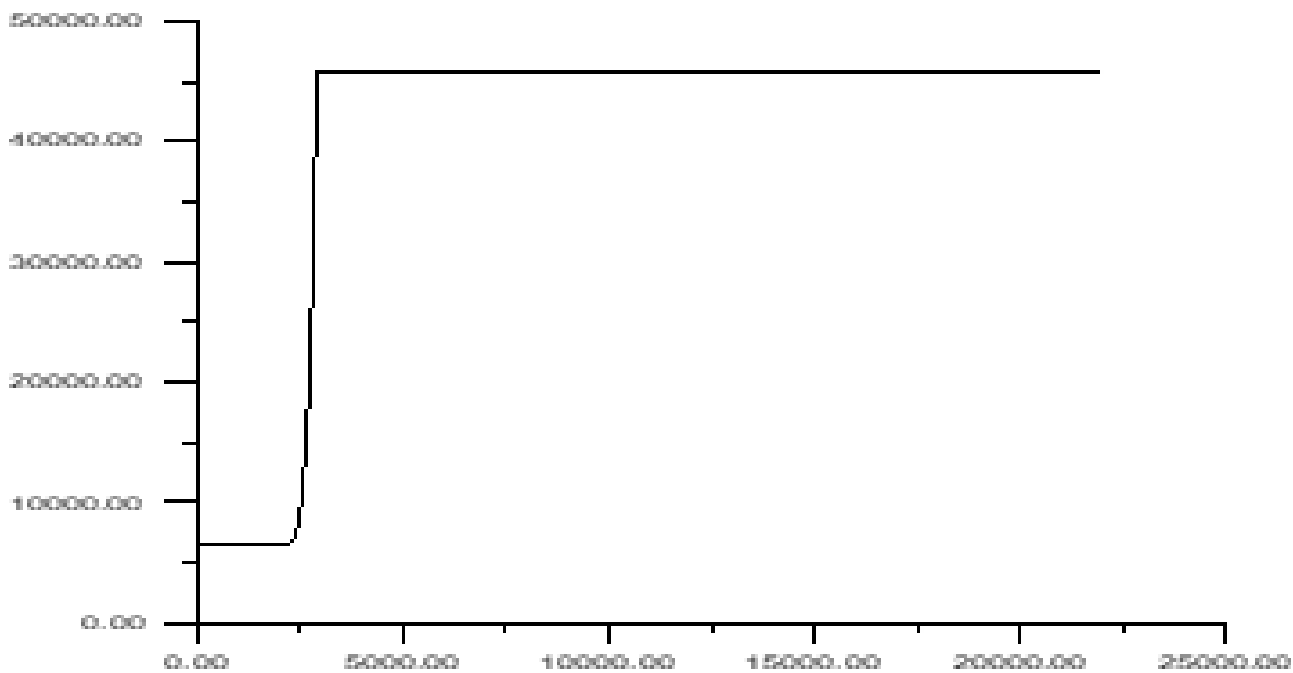


Рис. 4.1.20. Изменение радиуса апоцентра по времени

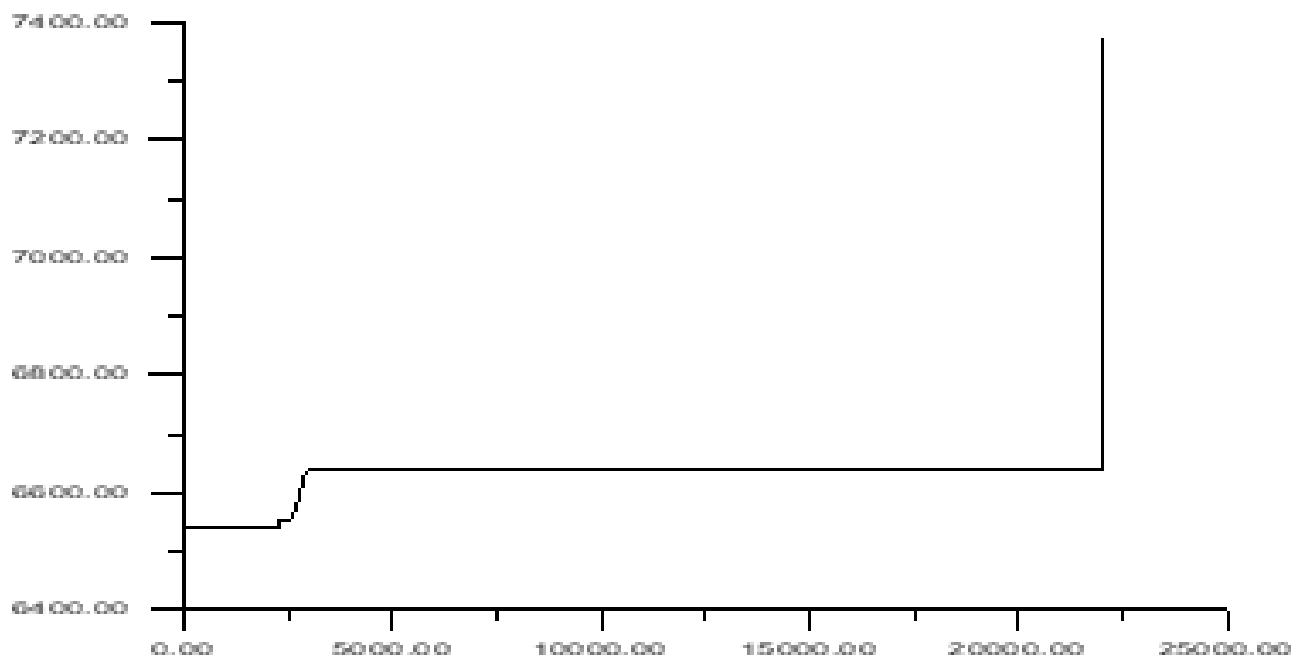


Рис. 4.1.21. Изменение радиуса перицентра по времени

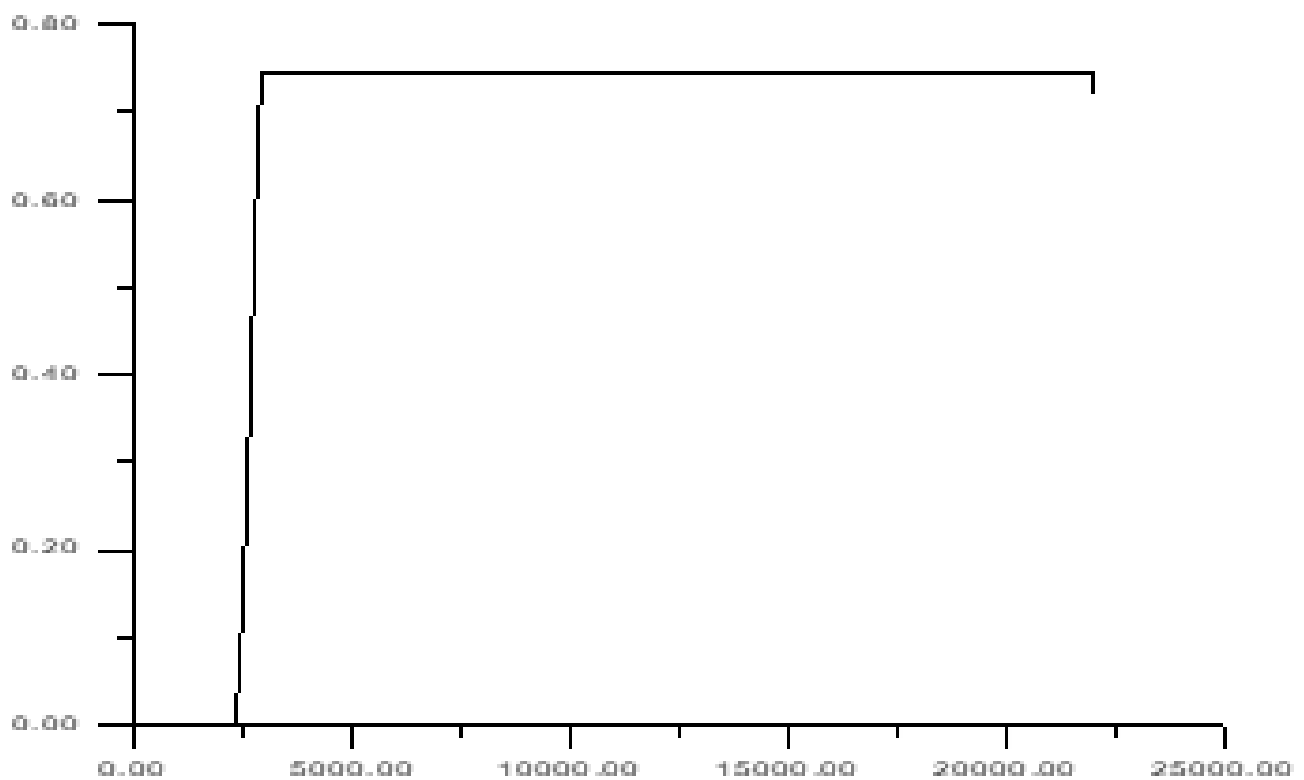


Рис. 4.1.22. Изменение эксцентриситета по времени

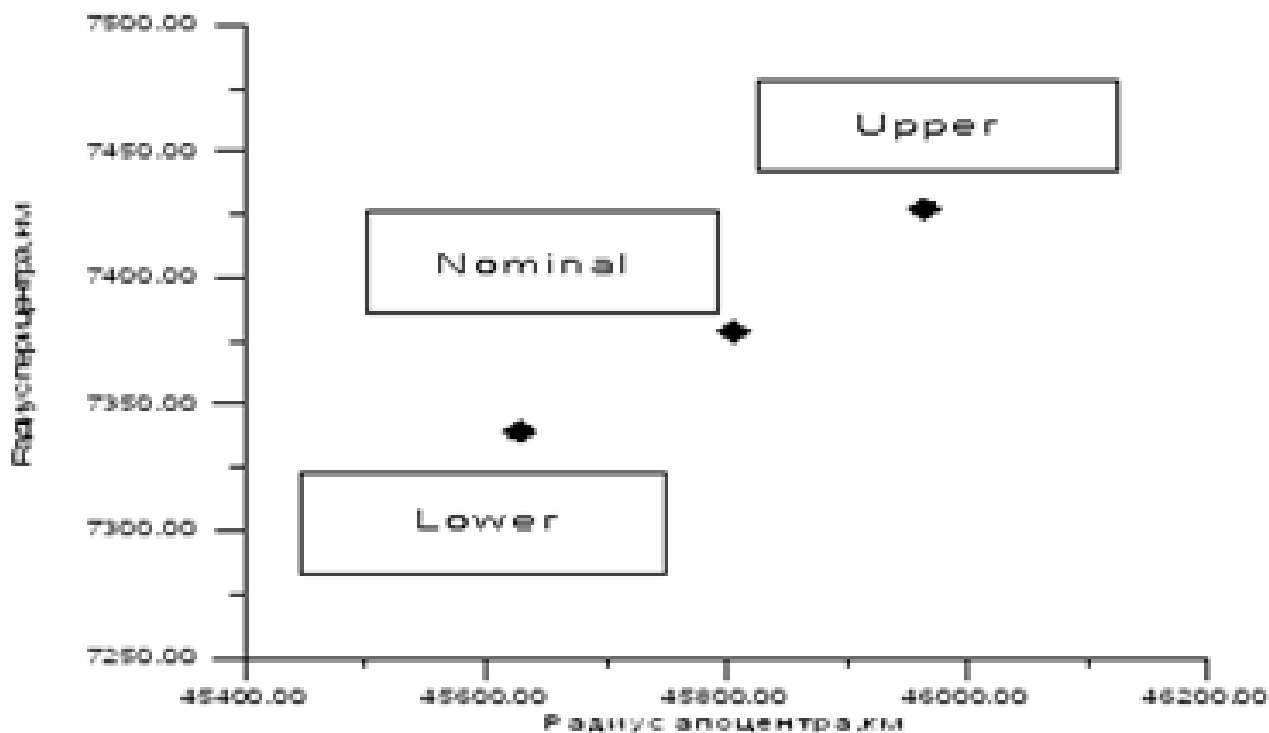


Рис. 4.1.23. Разбросы конечных параметров (радиусов перигея и апоцентра)

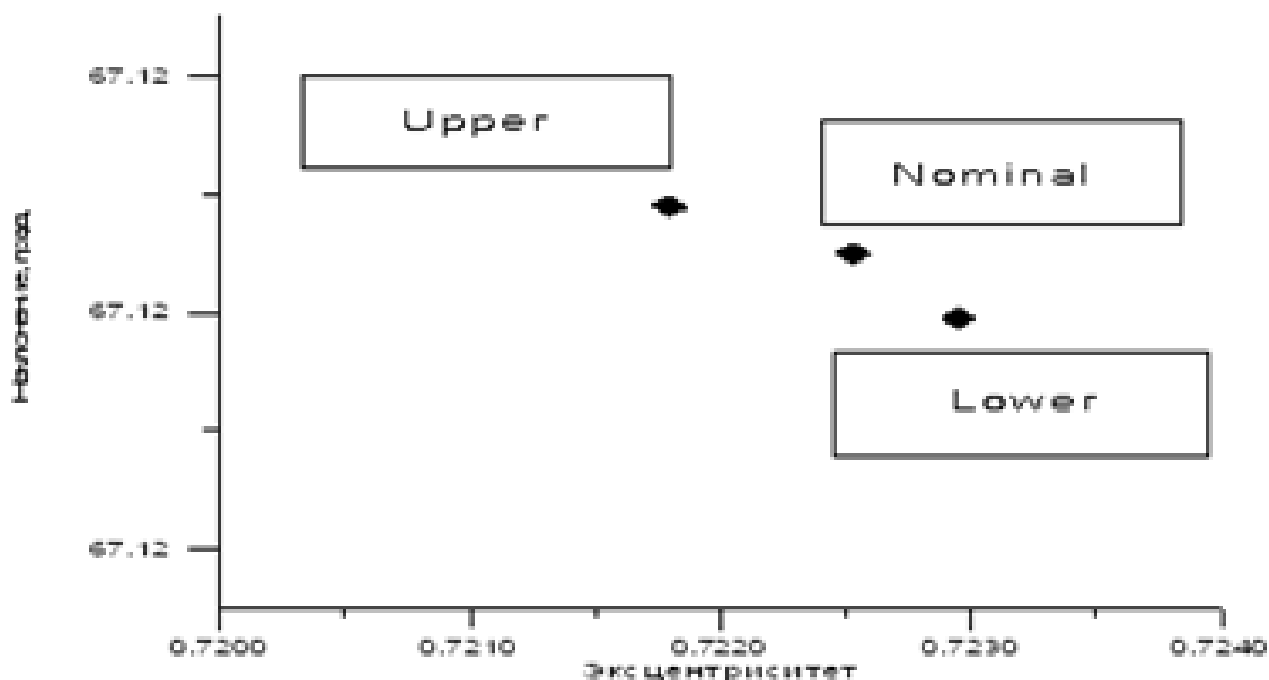


Рис. 4.1.24. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклона)

Статистическое моделирование.

Ниже представлены результаты статистического моделирования выве-

дения КА на рабочую орбиту. В качестве случайных параметров были приняты:

- вектор состояния КА на момент ОГБ;
- тяга двигателей;
- начальная масса КА;
- ошибки времени включения.

На рисунках 4.1.25,15 (для вариантов 1 и 2 соответственно) представлены разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра). На рисунках 4.1.27, 17 (для вариантов 1 и 2 соответственно) представлены разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклона).

Вариант 3.

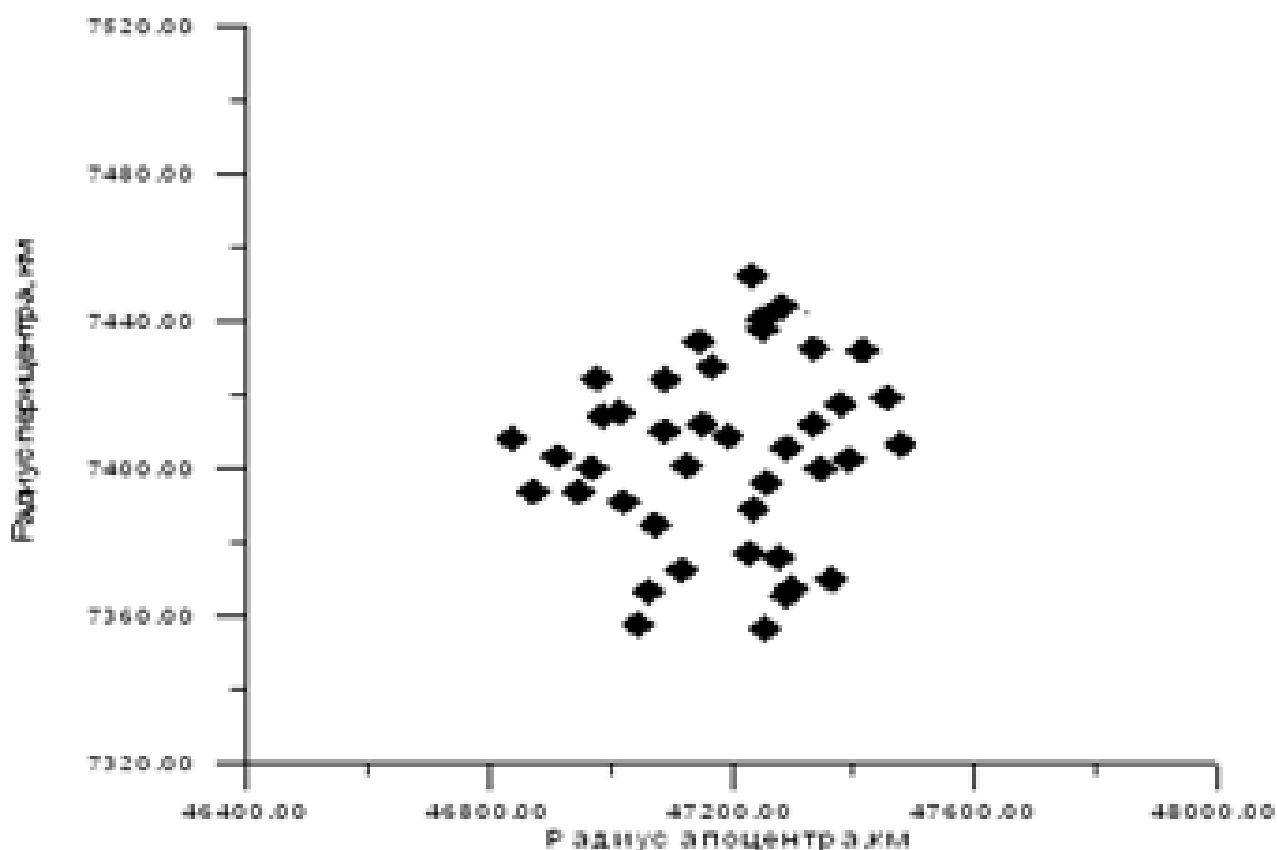


Рис. 4.1.25. Вариант 1. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

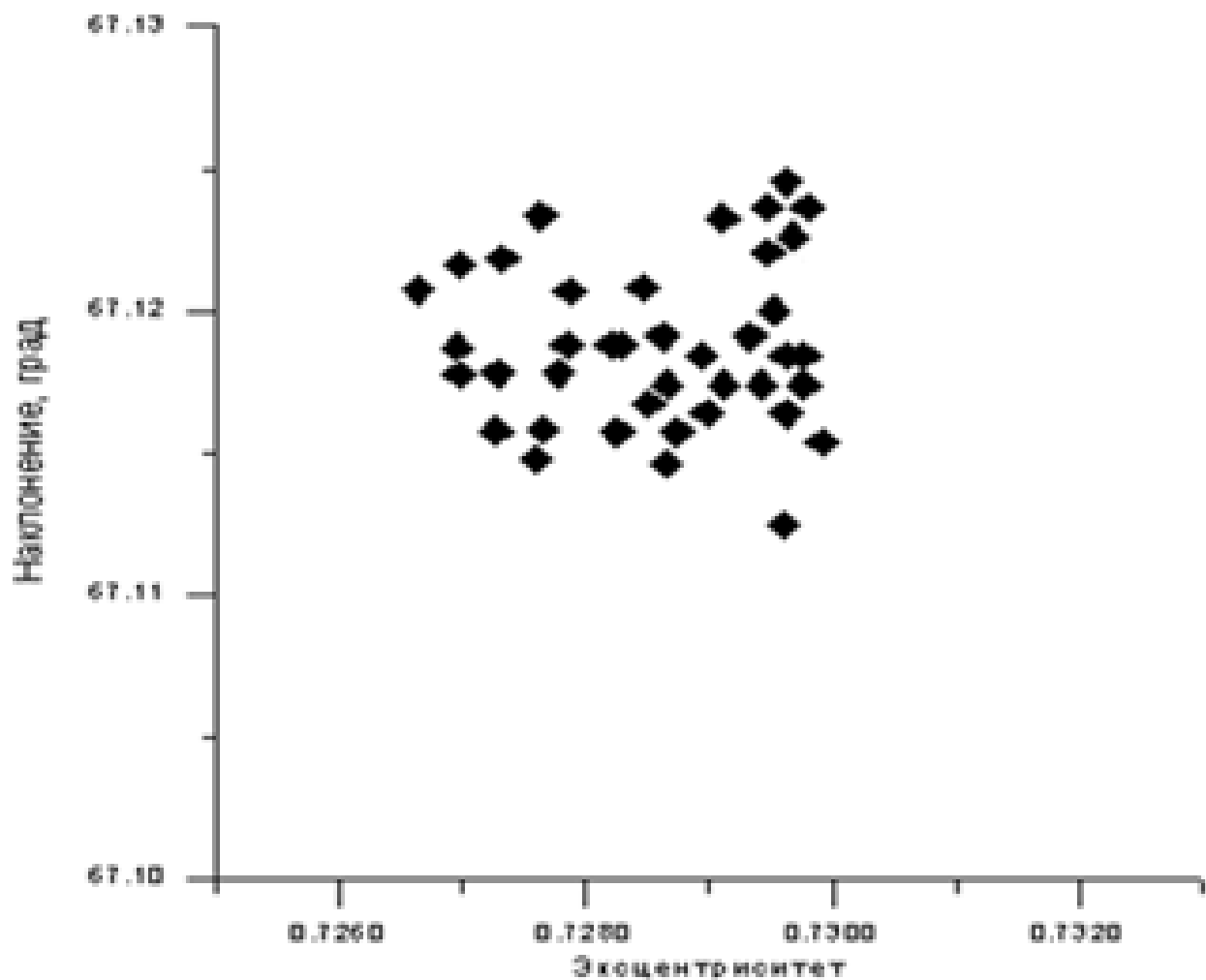


Рис. 4.1.26. Вариант 1. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Вариант 4.

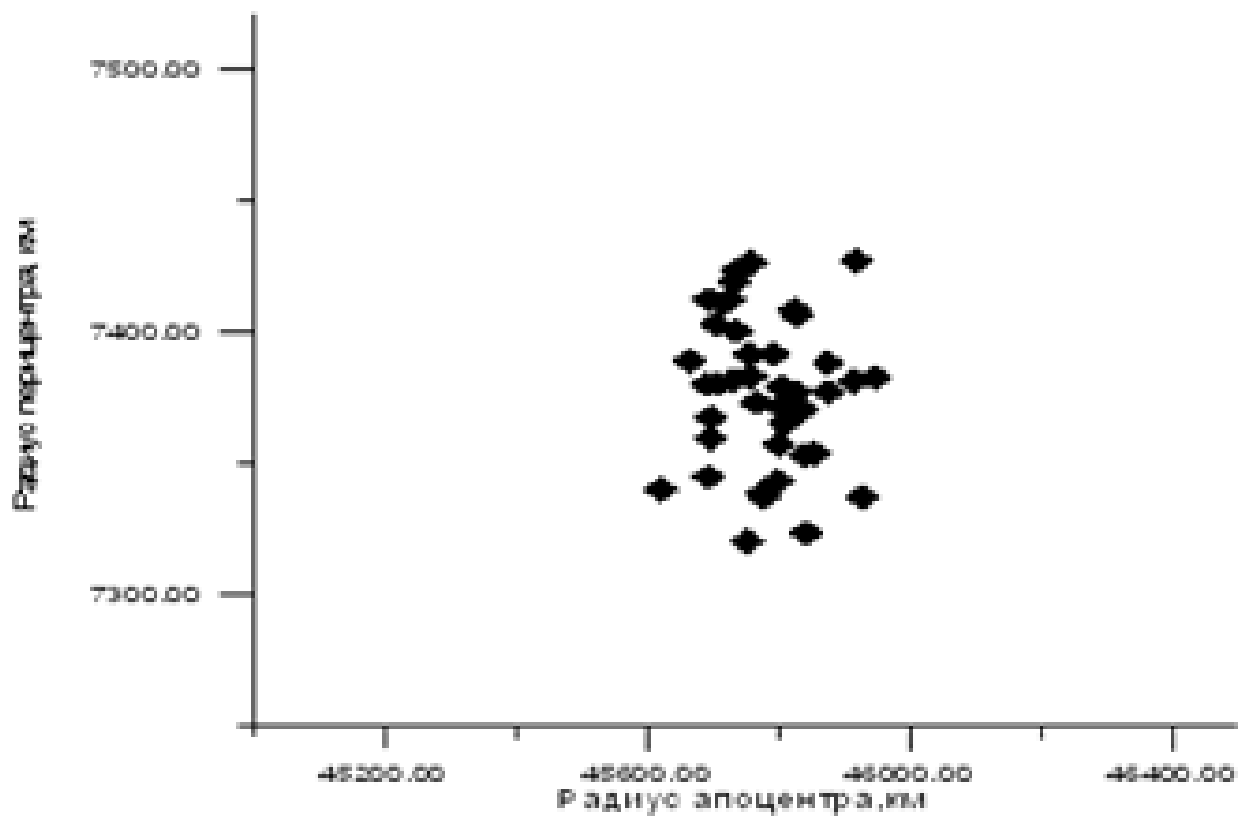


Рис. 4.1.27. Вариант 1. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

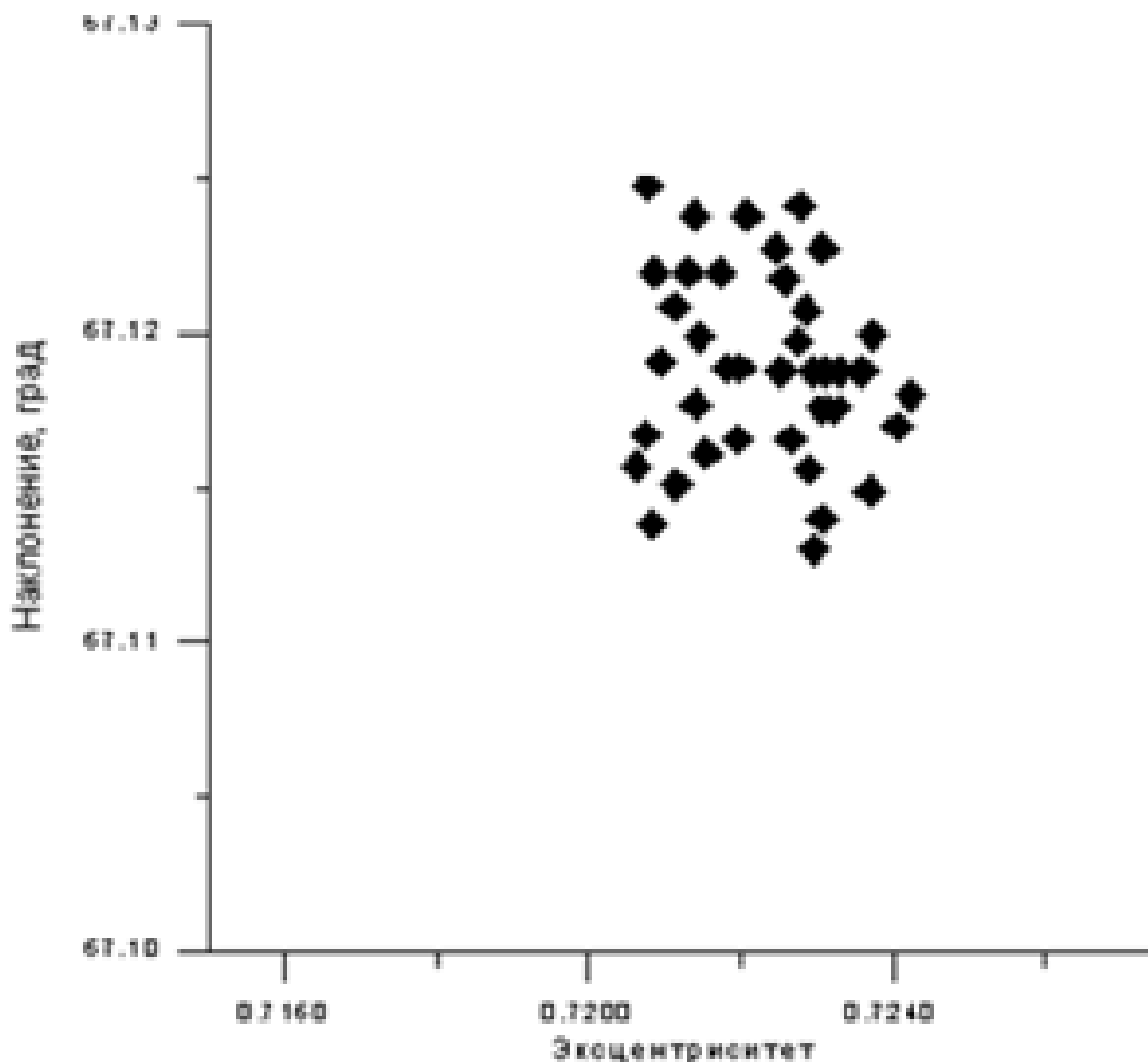


Рис. 4.1.28. Вариант 1. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

4.2. Отработка средств выведения КА на круговую орбиту

В данном разделе приведены результаты статистического анализа точности выведения КА «ГЛОНАСС» на рабочую орбиту, полученные с помощью программно-моделирующего комплекса, рассмотренного выше. Исследуется участок траектории разгонного блока «Фрегат» с низкой круговой орбиты высотой $H \approx 180$ км до рабочей круговой орбиты с высотой $H \approx 19135$ км. На этом участке проводятся два включения двигательной установки разгонного блока. Первый активный участок формирует эллиптическую орбиту с высотой апогея равной высоте рабочей орбиты КА ГЛОНАСС, а второй переводит КА на почти круговую рабочую орбиту. На первом участке циклограмма выведения задана

жестко, т.е. обратной связи по измерениям параметров траектории нет. На втором участке может использоваться как жесткая циклограмма выведения, так и обобщенный терминальный алгоритм управления

Начальные условия. В момент выведения разгонного блока на опорную орбиту ИСЗ (554.4сот замыкания контактов подъема) задан вектор состояния в начальной стартовой системе координат

$$X_{\Gamma} = 372,814831 \text{ км};$$

$$Y_{\Gamma} = 2523,868509 \text{ км};$$

$$Z_{\Gamma} = 6021,978202 \text{ км}$$

$$V_{X\Gamma} = -7614,651019 \text{ м/с};$$

$$V_{Y\Gamma} = 1718,019743 \text{ м/с};$$

$$V_{Z\Gamma} = -248,666392 \text{ м/с};$$

которому соответствуют следующие параметры орбиты ИСЗ:

$$\text{наклонение к экватору } i = 65,12^{\circ};$$

$$\text{долгота восходящего узла } \Omega = 34,65^{\circ};$$

$$\text{аргумент перигея } \omega = 93,34^{\circ};$$

$$\text{большая полуось } a = 6545,41 \text{ км};$$

$$\text{аргумент широты } u = 359,6^{\circ};$$

$$\text{эксцентриситет } e = 0,000809.$$

Корреляционная матрица вектора состояния в момент выведения – табл. 4.1.1.

Характеристики разгонного блока представлены в табл. 4.2.1

Циклограмма выведения. Циклограмма выведения определяет номинальную последовательность событий для комплекса. В рассматриваемом случае выведение на рабочую орбиту осуществляется с помощью двух орбитальных переходов – активных участков. Первый формирует эллиптическую орбиту с высотой апогея равной высоте конечной орбиты КА системы ГЛОНАСС, второй – формирует рабочую круговую орбиту. При этом каждый активный участок включает режим малой тяги (МТ) и режим большой тяги (БТ). В режиме БТ направление вектора тяги двигателя задается линейной программой угла

Табл. 4.2.1.

Характеристики РБ

Параметр	Значение
Начальная масса	7800 кг
Удельный импульс	327 с
Расход топлива в режиме большой тяги (БТ)	6,1 кг/с
Расход топлива в режиме малой тяги (МТ)	0,061 кг/с
Разбросы удельного импульса	от –3с до 2 с
Тяга двигателя в режиме ,большой тяги (БТ)	19620 □ 980 Н
Тяга двигателя в режиме малой тяги (МТ)	192,6 Н

тангажа в связанной орбитальной системе координат, характеризуемой двумя параметрами – начальным углом тангажа T и производной по времени $\frac{dT}{dt}$. В режиме МТ угол тангажа постоянен.

Исследуются два варианта циклограмм (предложены Заказчиком), которые отличаются моментами начала активных участков, выбранными из условия видимости РБ с российских станций, а также параметрами программ угла тангажа в режимах большой тяги. Параметры циклограмм даны в табл. 4.2.2 и 4.2.1. Идентификаторы событий соответствуют тем, которые приведены на циклограммах Заказчика. Для предварительной оценки точности моделирования достаточно остановиться на одном из вариантов, поскольку варианты отличаются лишь временем пролета над пунктами наблюдения. В дальнейшем принят вариант, представленный в Табл. 4.2.2.

Табл. 4.2.2.

Циклограмма выведения КА. Вариант 1.

Участок	Идентификатор события	Время, с	Пояснения
1 Пассивный	ОГБ	554,4	Выход на орбиту ИСЗ Нкр $\approx 180\text{км}$
1 Активный	СО31	4106	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T = 110^\circ$, $\frac{dT}{dt} = 0$
1 Активный	К31	4161	Включение режима большой тяги, $T=95,23^\circ$; $\frac{dT}{dt} = 0,0625^\circ/\text{с}$
2 Пассивный	ГК1	4774	Отсечка тяги и выход на промежуточную орбиту Нп $\approx 257\text{км}$, $H_a \approx 19170\text{км}$
2 Активный	СО32	14300	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T = 110^\circ$, $\frac{dT}{dt} = 0$
2 Активный	К32	14355	Включение режима большой тяги, $T=89,6^\circ$; $\frac{dT}{dt} = 0.028^\circ/\text{с}$
Выход на орбиту	ГК2	14600	Отсечка тяги и выход на рабочую круговую орбиту Нп $\approx 19100\text{км}$

Табл. 4.2.3.

Циклограмма выведения КА. Вариант 2.

Участок	Идентификатор события	Время, с	Пояснения
1 Пассивный	ОГБ	554,4	Выход на орбиту ИСЗ Нкр $\approx 180\text{км}$
1 Активный	СО31	1471.5	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T = 93.5^\circ$, $\frac{dT}{dt} = 0$
1 Активный	К31	1526	Включение режима большой тяги, $T = 93.5^\circ$; $\frac{dT}{dt} = 0.0625^\circ/\text{с}$
2 Пассивный	ГК1	2139	Отсечка тяги и выход на промежуточную орбиту Нп $\approx 257\text{км}$, $H_a \approx 19170\text{км}$
2 Активный	СО32	11795	Включение двигателя в режиме малой тяги, $T = 85,8^\circ$, $\frac{dT}{dt} = 0$
2 Активный	К32	11845	Включение режима большой тяги, $T = 85,8^\circ$; $\frac{dT}{dt} = 0.025^\circ/\text{с}$
Выход на орбиту	ГК2	12093	Отсечка тяги и выход на рабочую эллиптическую орбиту орбиту Нп $\approx 19170\text{км}$

Будем считать, что для осуществления орбитальных переходов дважды происходит включение двигательной установки с постоянной тягой равной $2t$ (в номинале). Максимальное отклонение тяги двигателей от номинала составляли 5

В качестве случайных параметров при моделировании были приняты следующие:

- вектор состояния КА на момент ОГБ (корреляционная матрица представлена выше);
- профиль тяги двигателей;

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

- начальная масса КА ($\approx 0,1$ кг);
- ошибки времени включения ($\approx 0,1$ сек).

Расчет предельных траекторий.

Ниже представлены результаты моделирования отдельных траекторий выведения КА на рабочую орбиту. Исследовались следующие траектории

- номинальная траектория;
- траектории с ошибками, имеющими предельные отклонения от номинала ($\pm 3\sigma$).

Результаты моделирования представлены на рис. 4.2.1 - 4.21. Траектории, помеченные как «Nominal» соответствуют номинальной траектории, «Lower» - траектории с ошибками (-3σ), а «Upper» - ($+3\sigma$).

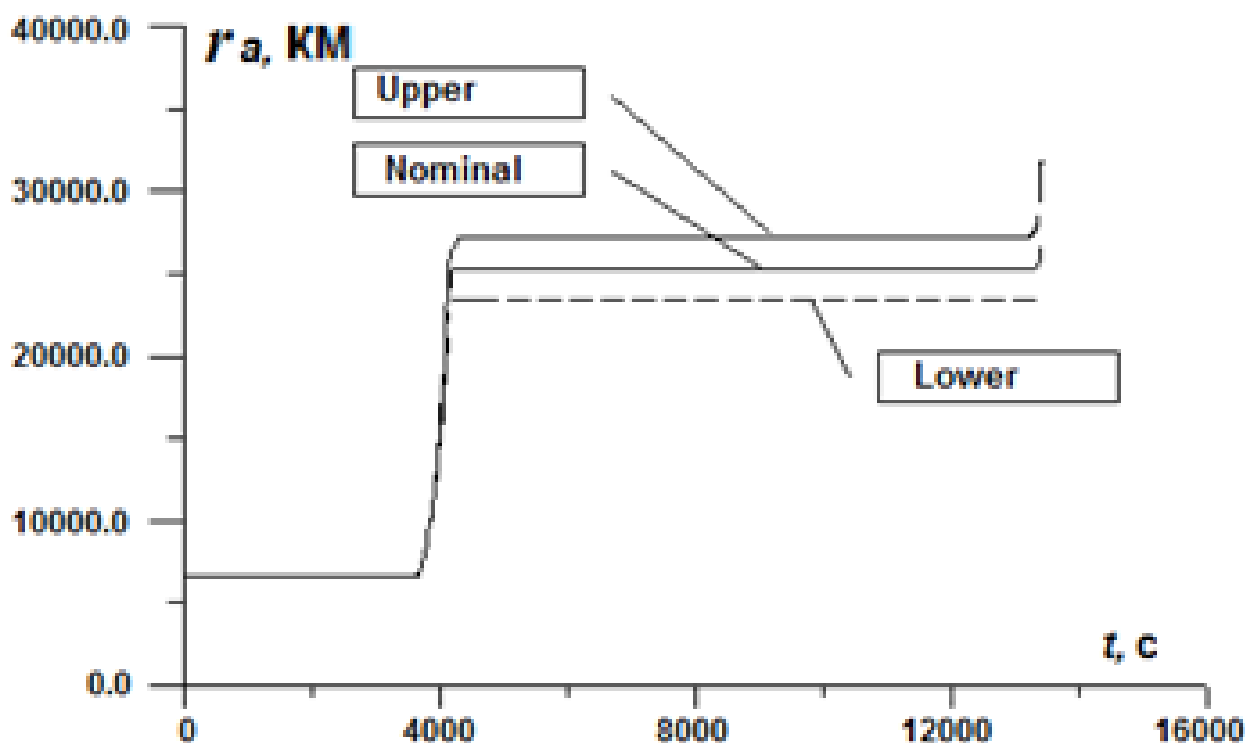


Рис. 4.2.1. Изменение радиуса апоцентра по времени

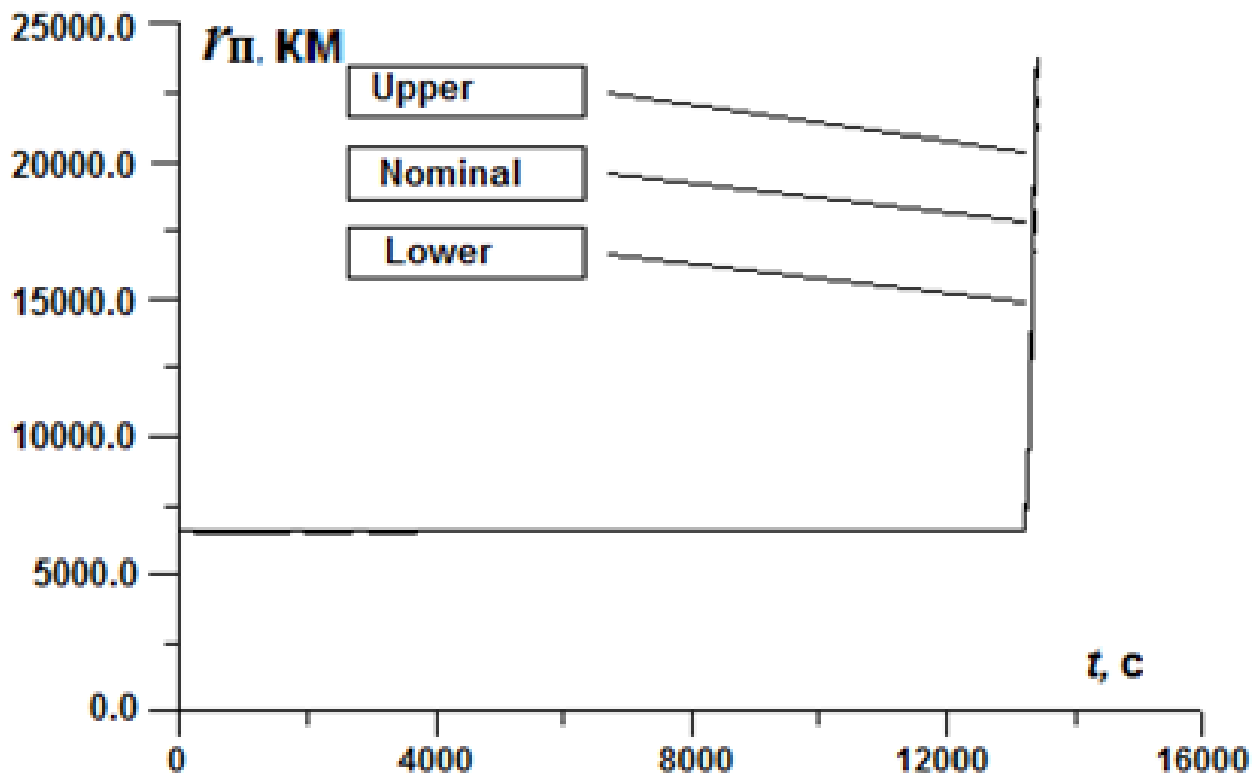


Рис. 4.2.2. Изменение радиуса перицентра по времени

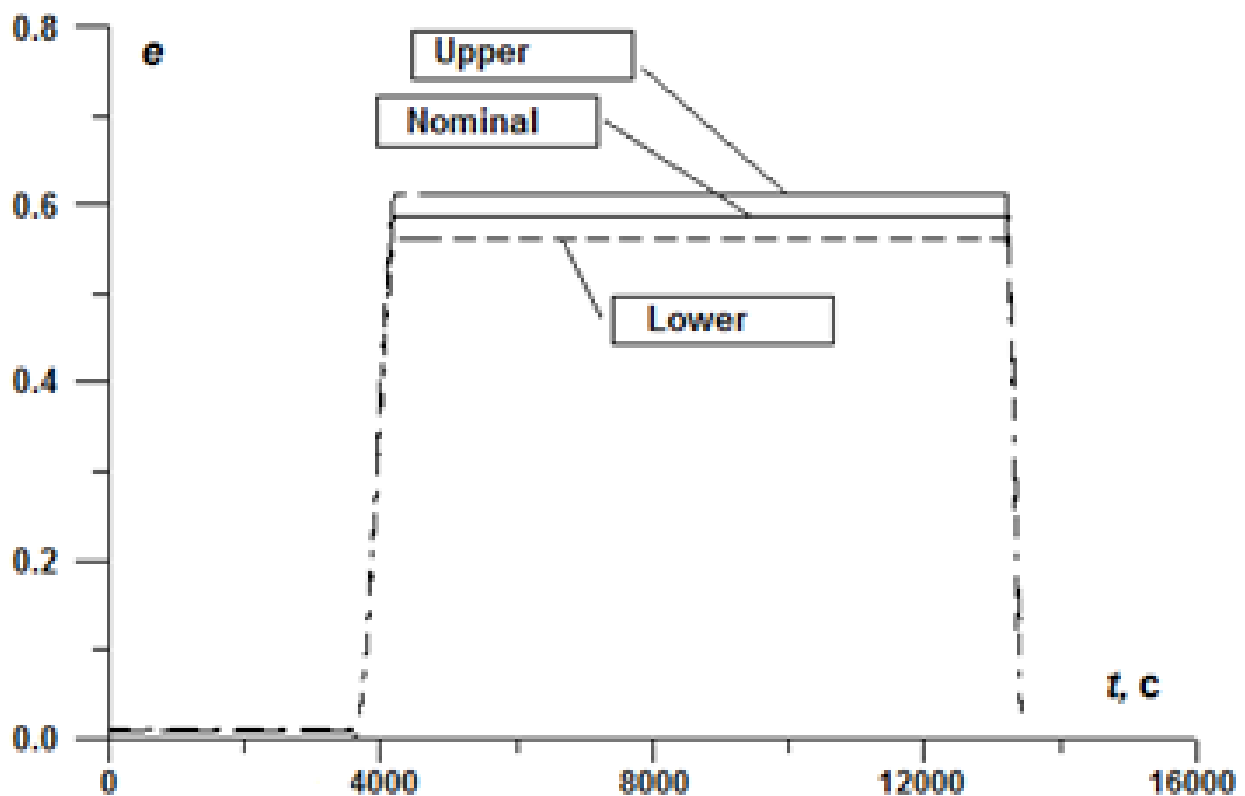


Рис. 4.2.3. Изменение эксцентриситета по времени

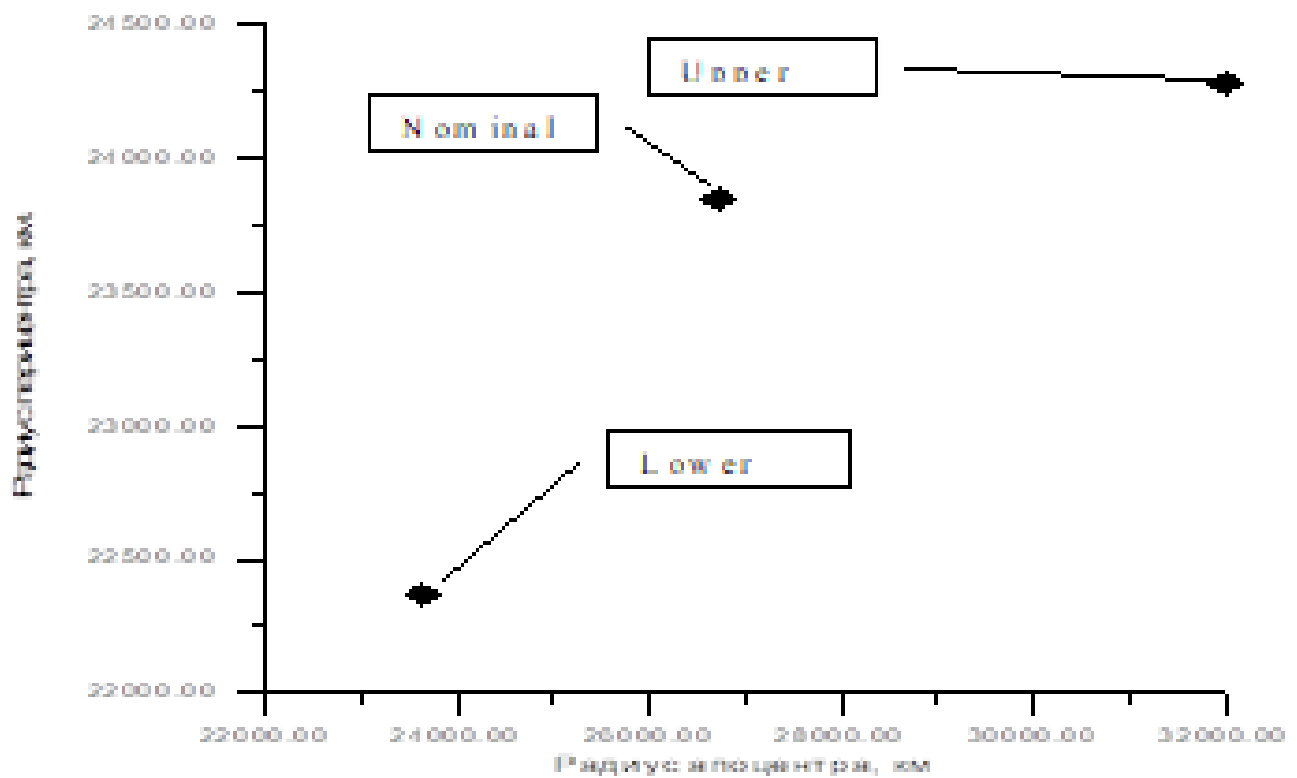


Рис. 4.2.4. Разбросы радиусов перицентра и апоцентра

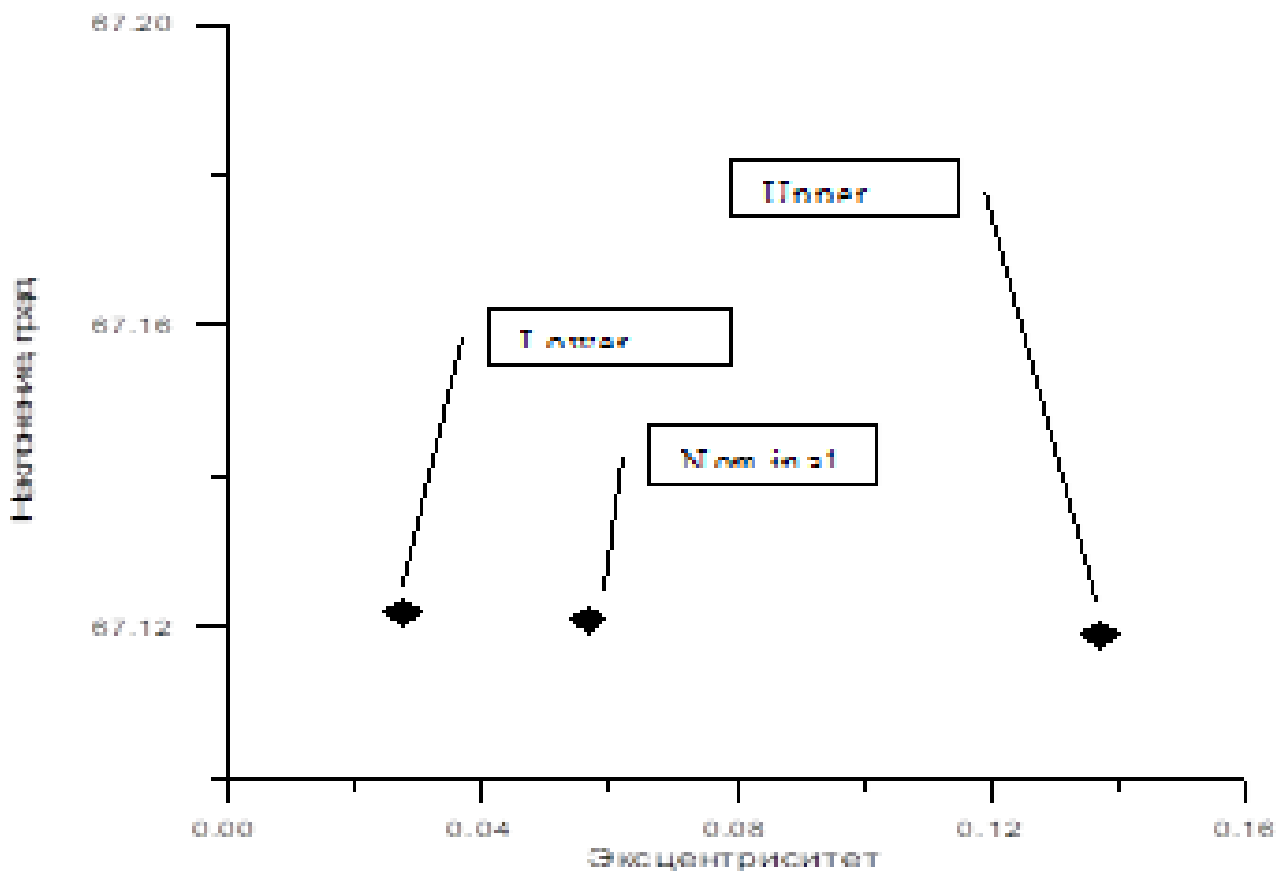


Рис. 4.2.5. Разбросы эксцентриситета и наклонения

Статистическое моделирование.

Ниже представлены результаты статистического моделирования выведения КА на рабочую орбиту. В качестве случайных параметров были приняты:

- Вектор состояния КА на момент ОГБ.
- Тяга двигателей.
- Начальная масса КА.
- Ошибки времени включения.

На рис. 4.2.6 представлены разбросы радиусов перицентра и апоцентра. На рис. 4.2.7 представлены разбросы эксцентриситета и наклонения.

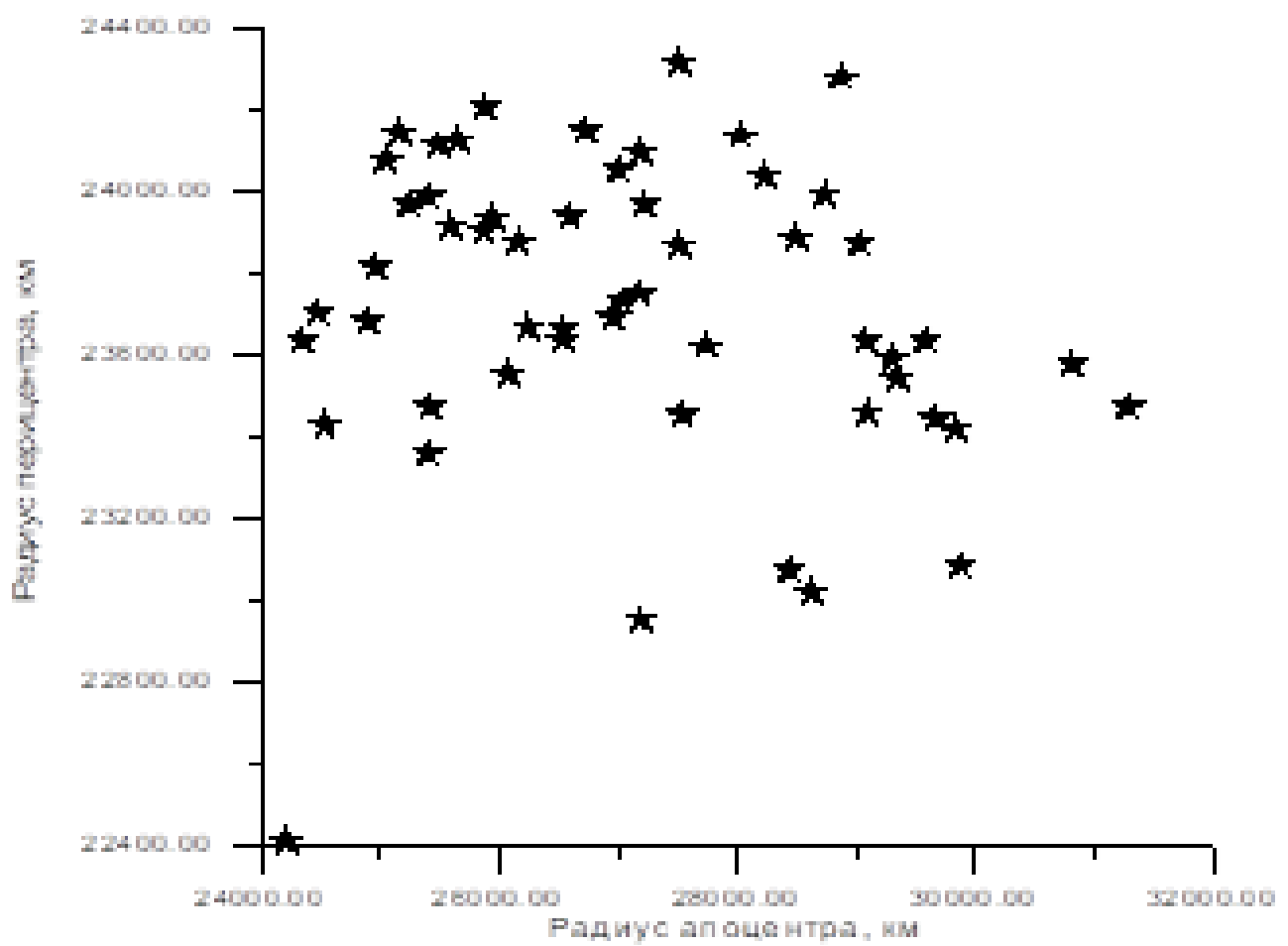


Рис. 4.2.6. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра)

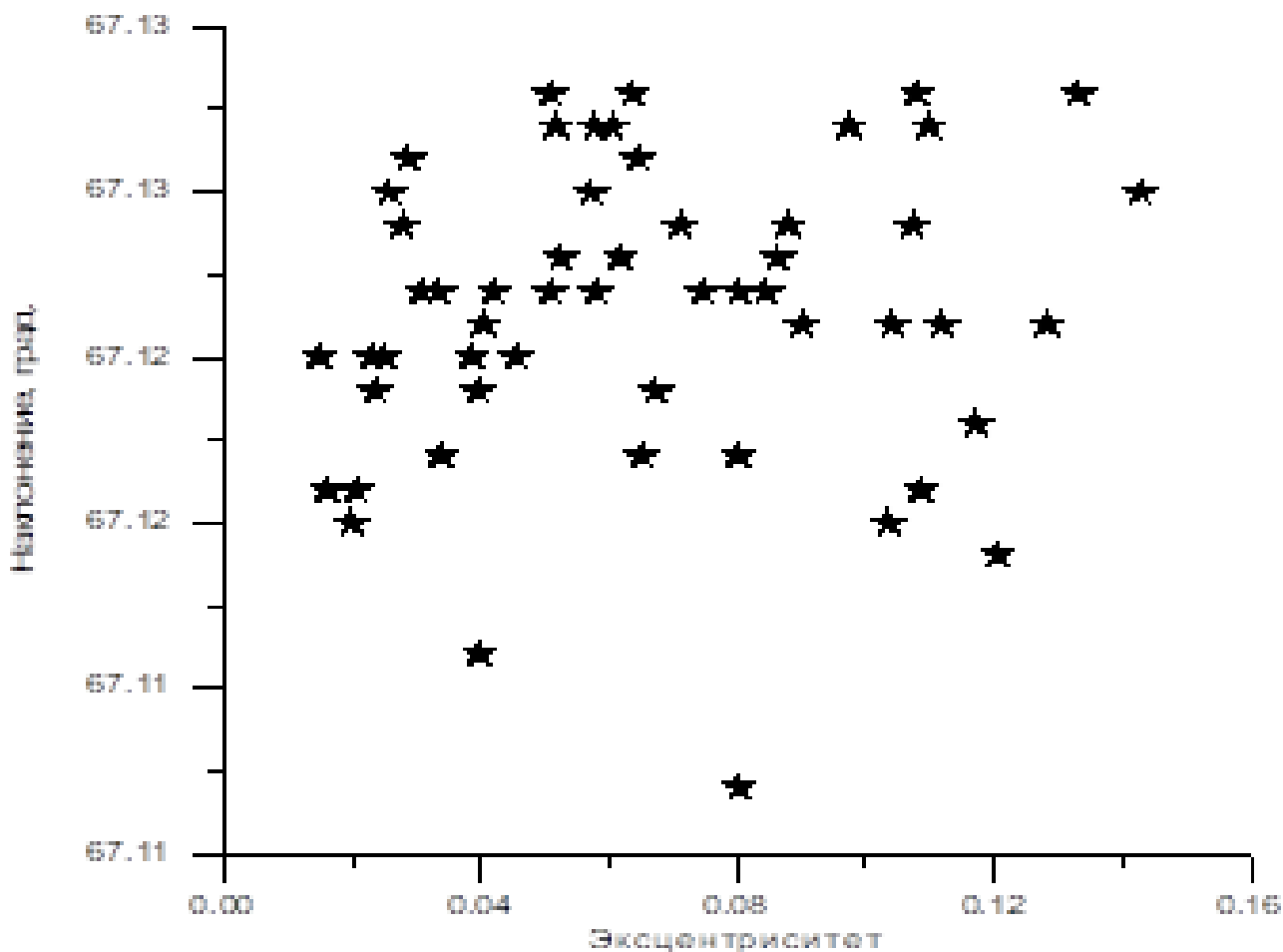


Рис. 4.2.7. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения)

Ниже представлены результаты моделирования отдельных траекторий выведения КА на рабочую орбиту. Исследовались следующие траектории

- Номинальная траектория
- Траектории с ошибками, имеющими предельные отклонения от номинала ($\pm 3\sigma$)
- На втором участке полета (2 участок в табл.4.2.2, 4.2.3) используется терминальный метод выведения, описанный в п. 4.4)

Результаты моделирования представлены на рис. 4.2.8 - 4.2.12. Траектории, помеченные как «Nominal» соответствуют номинальной траектории, «Lower» - траектории с ошибками (-3σ), а «Upper» - ($+3\sigma$).

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

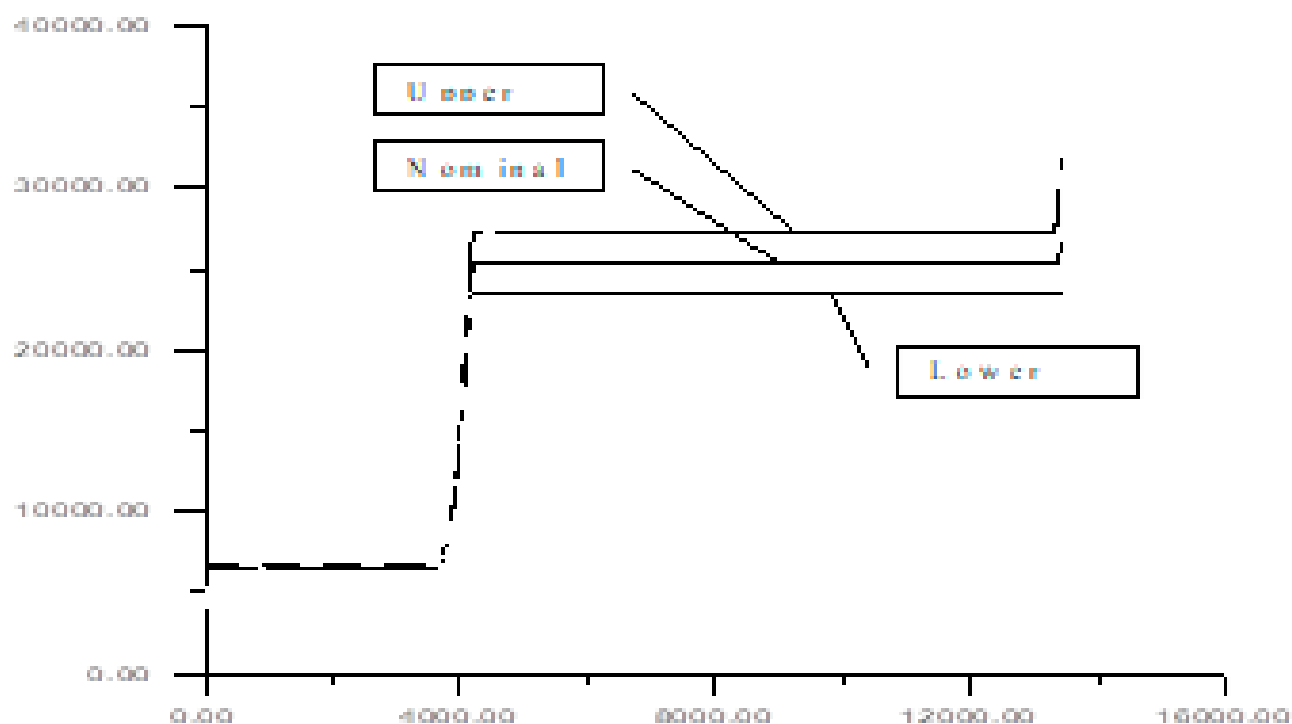


Рис. 4.2.8. Изменение радиуса апоцентра по времени

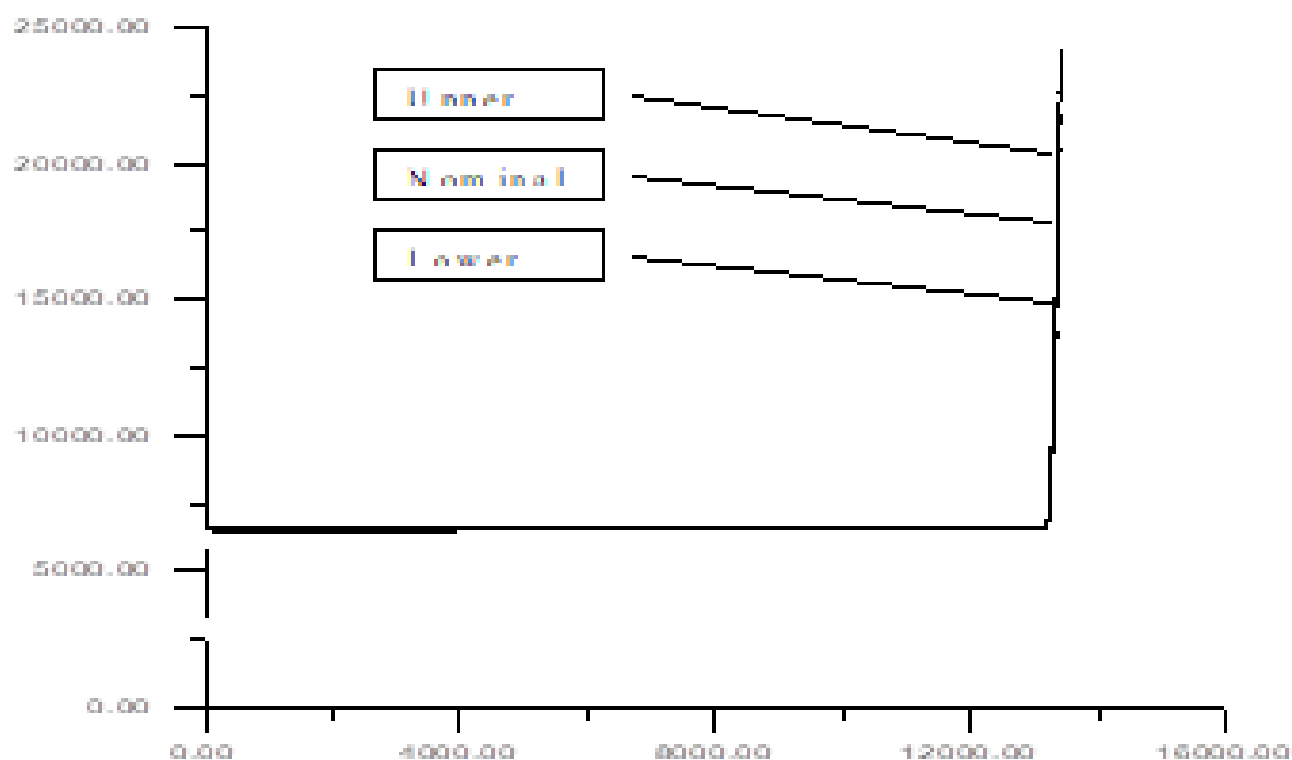


Рис. 4.2.9. Изменение радиуса перицентра по времени

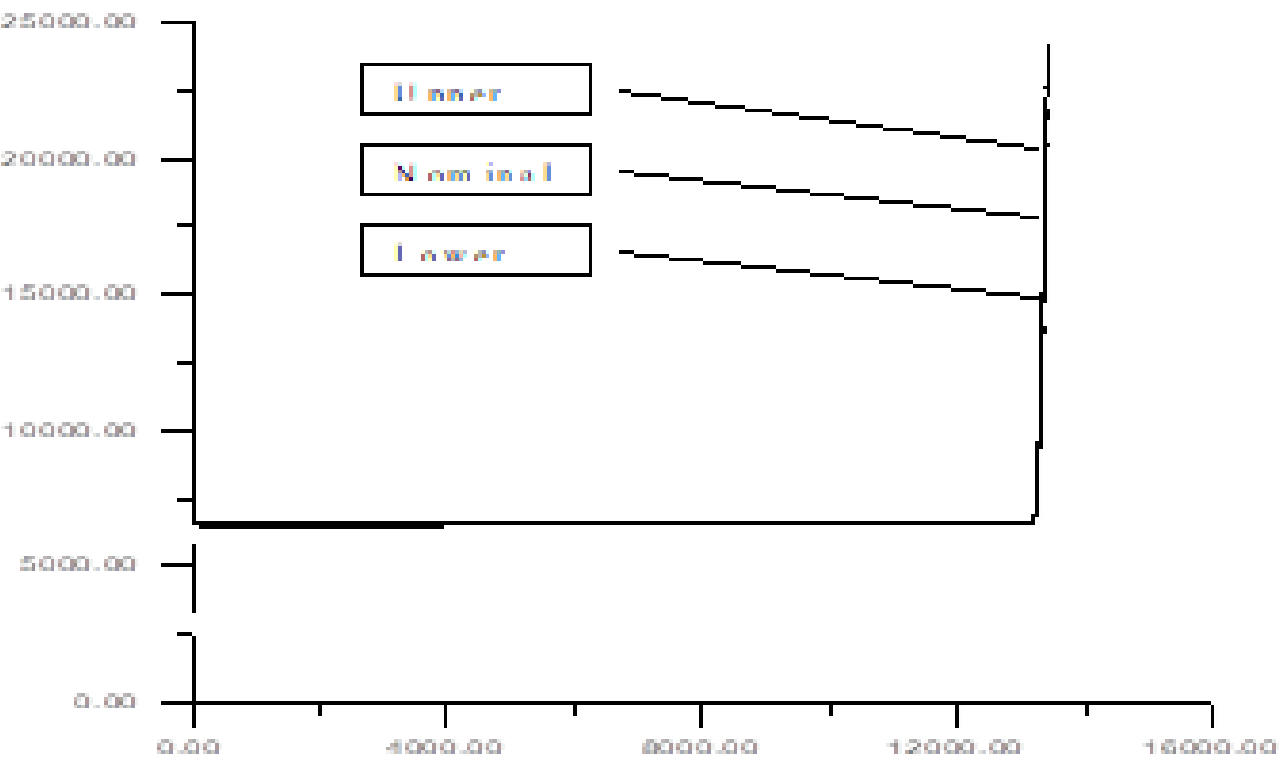


Рис. 4.2.10. Изменение эксцентриситета по времени

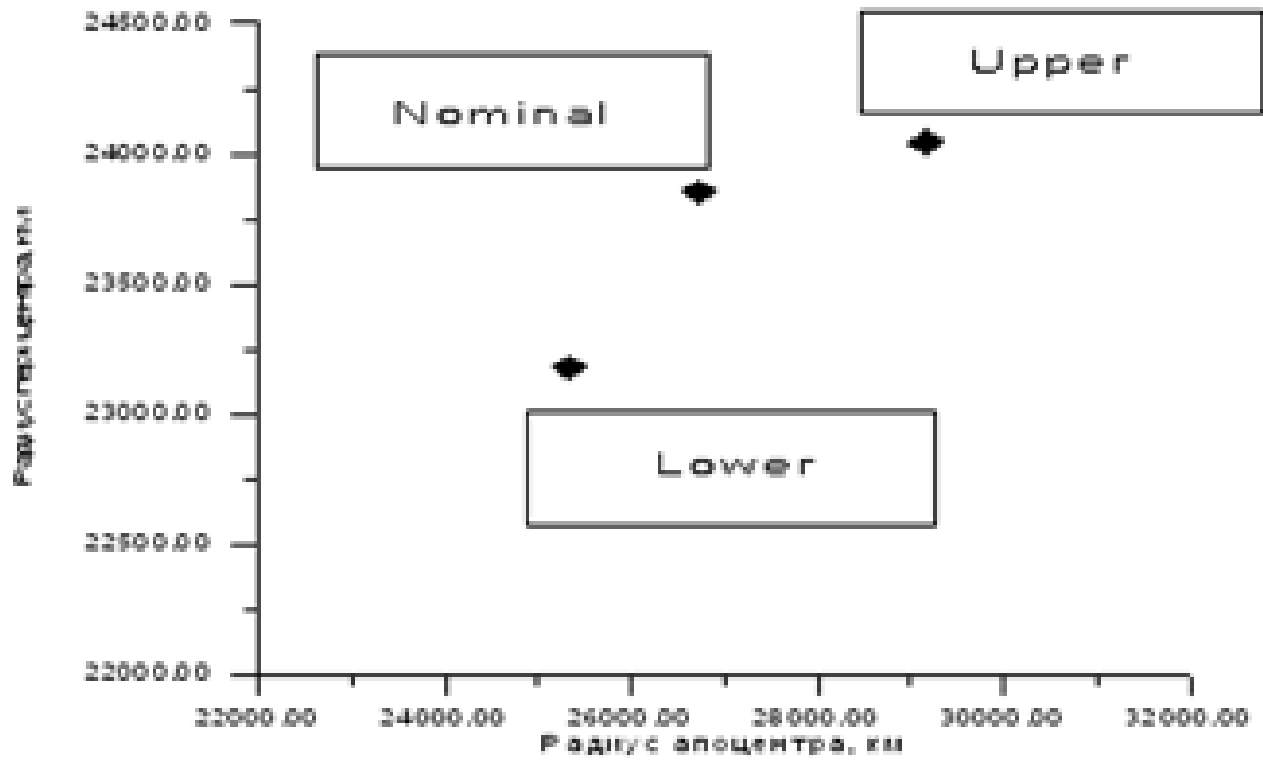


Рис. 4.2.11. Разбросы радиусов перицентра и апоцентра

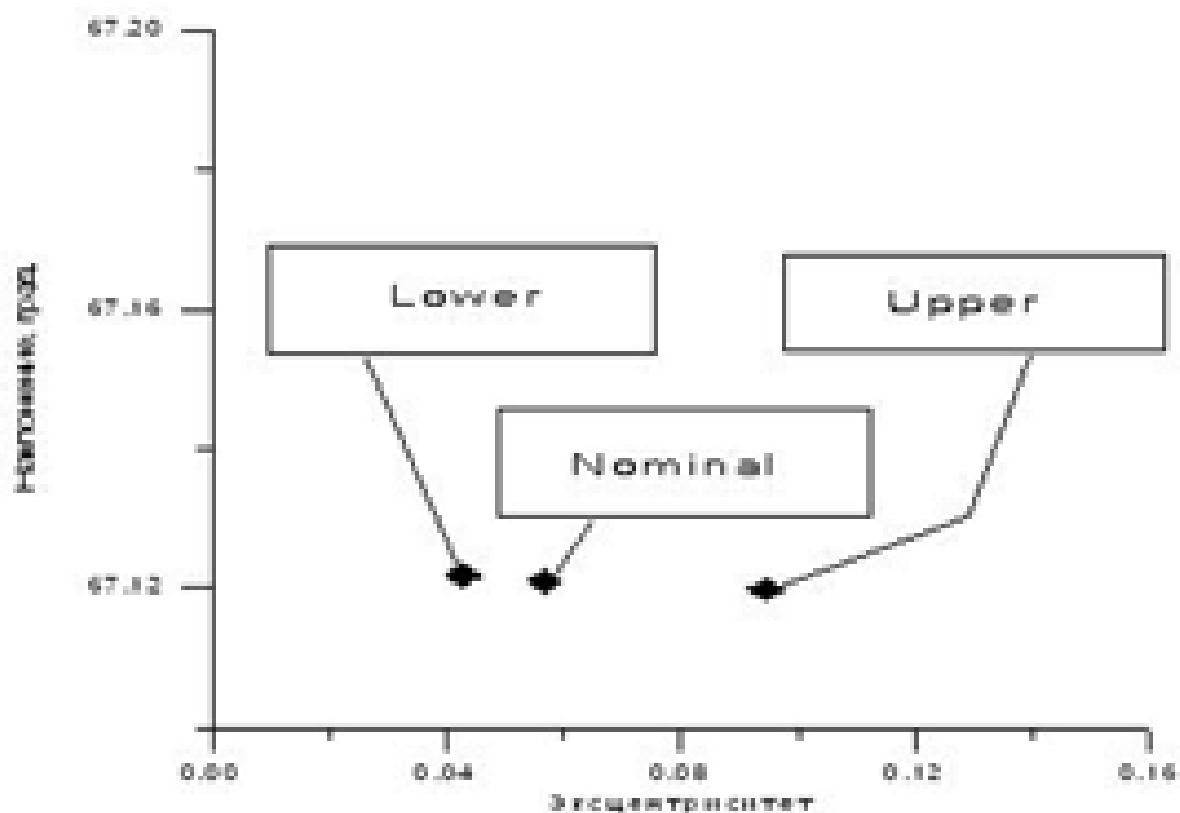


Рис. 4.2.12. Разбросы эксцентриситета и наклонения

Статистическое моделирование.

Ниже представлены результаты статистического моделирования выведения КА на рабочую орбиту. В качестве случайных параметров были приняты:

- Вектор состояния КА на момент ОГБ
- Тяга двигателей
- Начальная масса КА
- Ошибки времени включения

На рис. 4.2.13 представлены разбросы радиусов перицентра и апоцентра. На рис. 4.2.14 представлены разбросы эксцентриситета и наклонения.

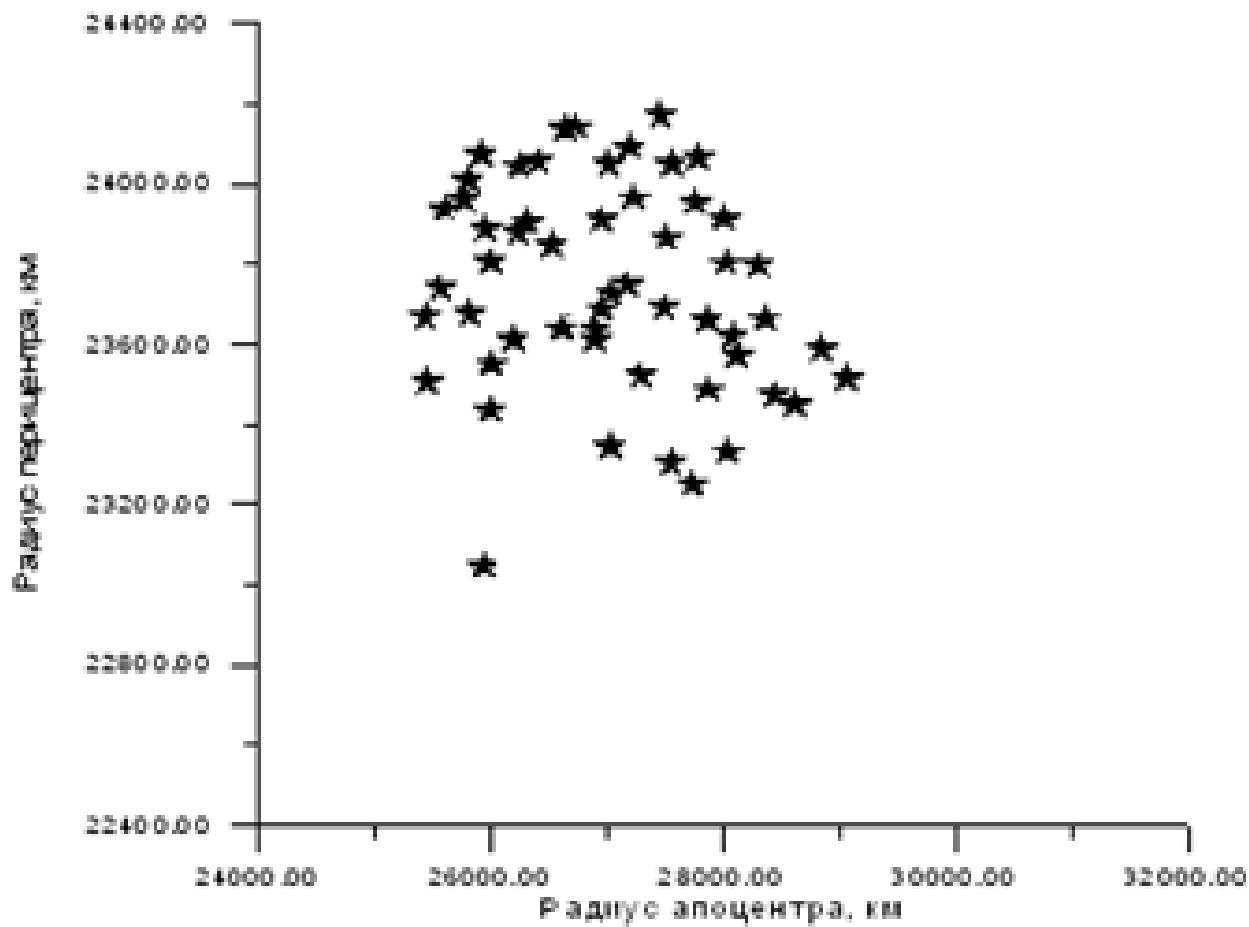


Рис. 4.2.13. Разбросы конечных параметров (радиусов перицентра и апоцентра).

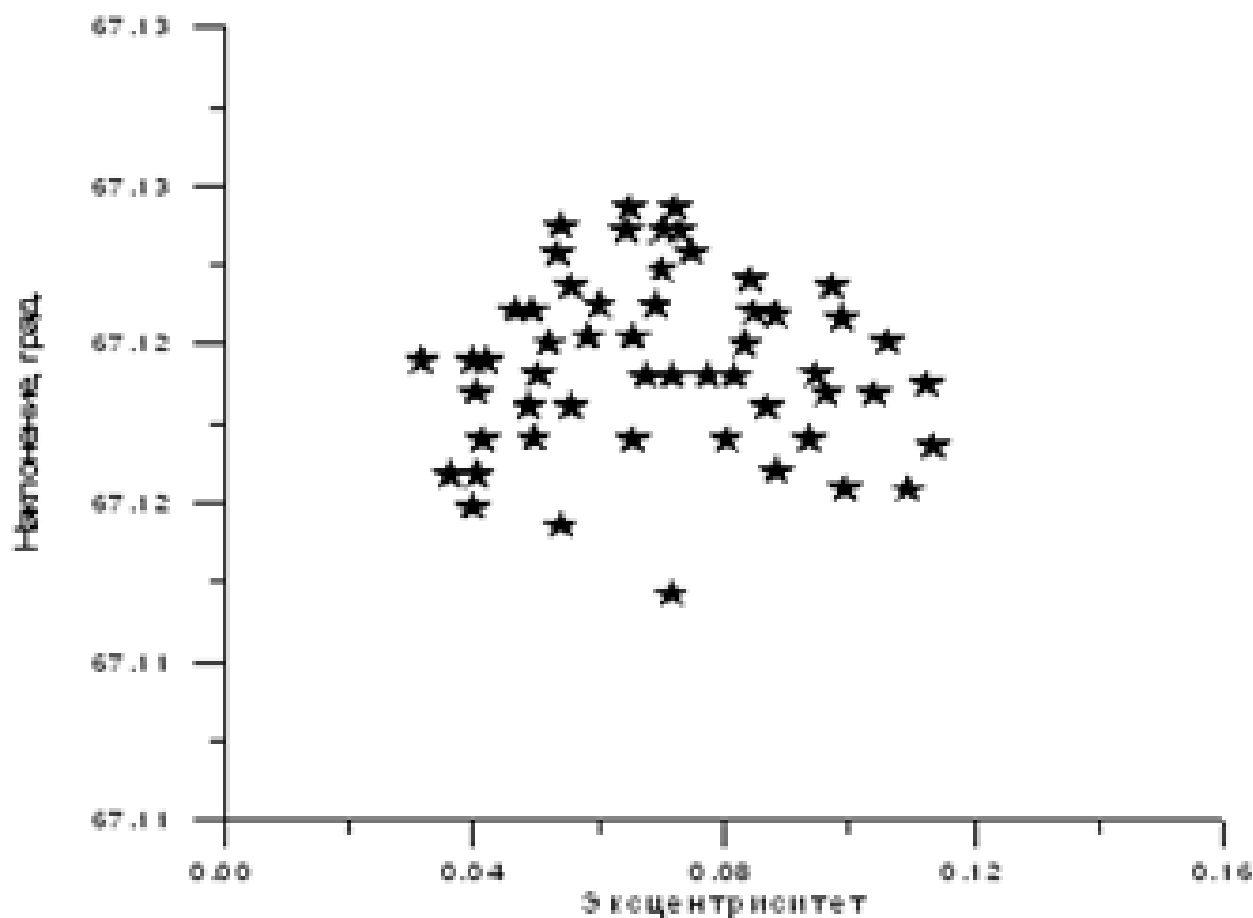


Рис. 4.2.14. Разбросы конечных параметров (эксцентриситета и наклонения).

4.3. Отработка динамических операций КА на высокоэллиптической орбите

В данном разделе приведены результаты отработки динамических операций по изменению периода обращения и высоты перигея высокоэллиптической орбиты в соответствии с методикой, изложенной в п. 2.2. Для ее реализации был создан подключаемый программный модуль, определяющий номер витка на котором необходимо произвести коррекцию, момент времени включения корректирующей двигательной установки (КДУ), величина и направление импульса вектора тяги ΔV и длительность работы КДУ. При этом для обеспечения изомаршрутности трассы использовалась коррекция двух параметров – высоты перигея орбиты и драконического периода обращения ИСЗ. Для коррекции высоты перигея орбиты оптимальным по энергетическим затратам является приложение управляющего ускорения в апогее орбиты, а для коррекции драконического периода обращения в перигее орбиты.

Начальные условия. *Параметры высокоэллиптической орбиты:*

- драконический период обращения $T_{\text{др}} = 726$ мин, вместо драконического периода может задаваться величина большой полуоси a , так как они имеют следующую зависимость:

$$T_{\text{др}} = \frac{2}{(R\sqrt{g})}a^{3/2}$$

- эксцентриситет $e = 0,7$;
- наклонение орбиты $i = 63,4^\circ$;
- долгота восходящего узла $\Omega = 68^\circ$;
- аргумент перигея $\omega = -280^\circ$;
- аргумент широты $u = 0$;

Номер витка с которого начинается прогнозирование параметров $H_{\text{п}}$ и $T_{\text{др}}$:

- $N_{\text{витка}}=1$;

Дата (число, месяц год) начала прогнозирования параметров $H_{\text{п}}$ и $T_{\text{др}}$:

- для $H_{\text{п}}$: 23.10.2011;
- для $T_{\text{др}}$: 24.10.2011;

Время (час:мин:сек) начала прогнозирования параметров $H_{\text{п}}$ и $T_{\text{др}}$:

- 11:01:38,294

Требуемые значения параметров орбиты $H_{\text{п}}$ и $T_{\text{др}}$:

- $H_{\text{п}} = 1000$ км. $\Delta H_{\text{п}} = \pm 5$ км;
- $T_{\text{др}} = 12:05:00:0$, $\Delta T_{\text{др}} = \pm 30$ секунд;

Тяга:

- $P = 0,917$ кгс;

Для драконического периода обращения получаются следующие результаты. До проведения коррекции драконический период изменяется следующим образом (рис. 4.3.1).

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

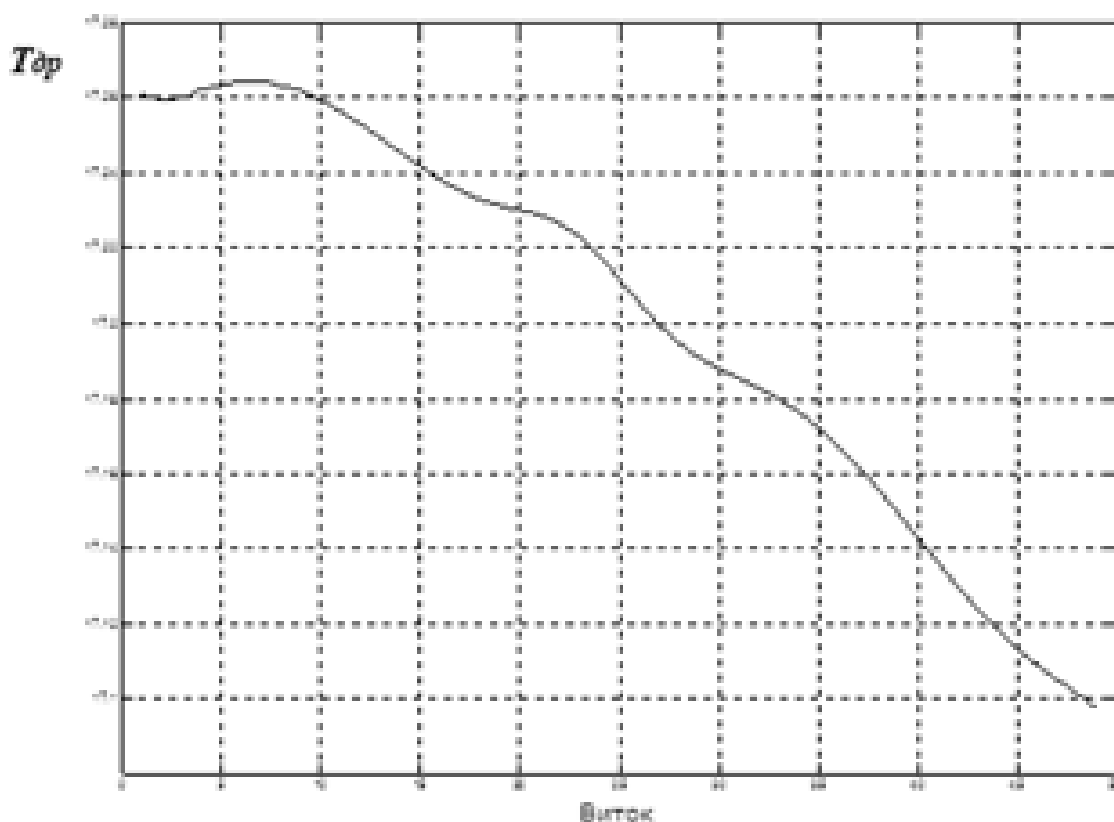


Рис. 4.3.1. Изменение периода обращения до коррекции

Из данного графика видно, что значение периода не удовлетворяет требуемому значению, поэтому необходимо провести коррекцию. Результат программы по коррекции представлен в табл.4.3.1.

Табл. 4.3.1.

Программа управления по коррекции периода обращения.

Программа управления				
Виток	Знак	Дата – время включения	Длительность, сек	Импульс, м/с
1	Торможение	25.3.10.2011 13:27:20.185	138,957	1,251

В результате проведения коррекции драконический период становится следующим (рис.5).

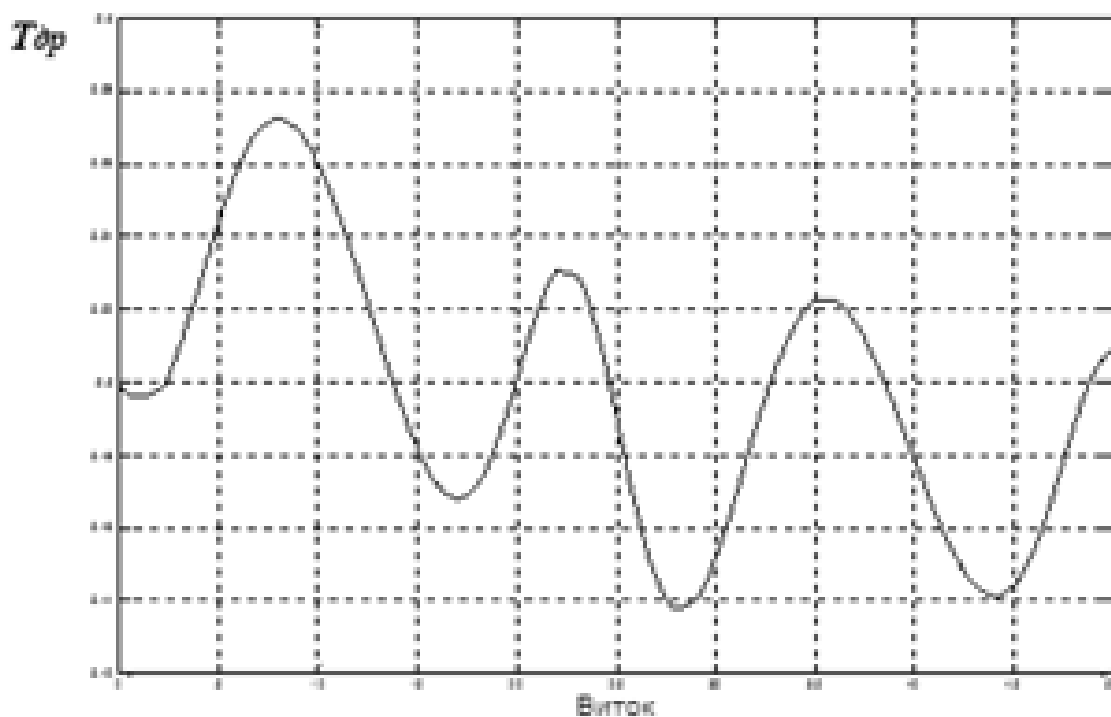


Рис. 4.3.1. Изменение периода обращения после проведения коррекции.

Из рис. 4.3.2. видим, что после проведения коррекции период обращения принимает требуемое значение и находится в допустимом диапазоне.

Далее рассмотрим результаты по коррекции высоты перигея. До проведения коррекции высота перигея изменяется следующим образом (рис. 4.3.3).

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

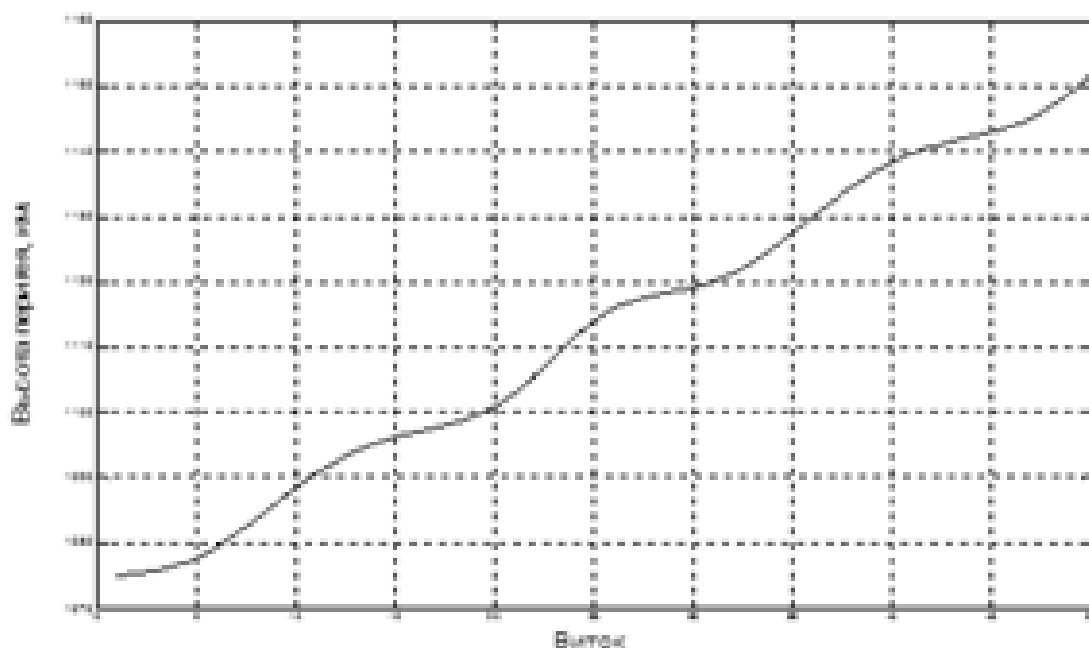


Рис. 4.3.3. Изменение высоты перигея до проведения коррекции

Из рис.4.3.3 видно, что значение высоты перигея не удовлетворяет требуемому и необходима его коррекция. Результат расчета программы по коррекции высоты перигея представлен в табл.4.3.2.

Табл. 4.3.2.

Программа управления по коррекции высоты перигея.

Программа управления				
Виток	Знак	Дата – время включения	Длитель- ность, сек	Импульс, м/с
1	Торможение	25.3.10.2011 13:27:20.185	138,957	1,251

После проведения коррекции изменение высоты перигея имеет следующий вид (рис. 4.3.4.).

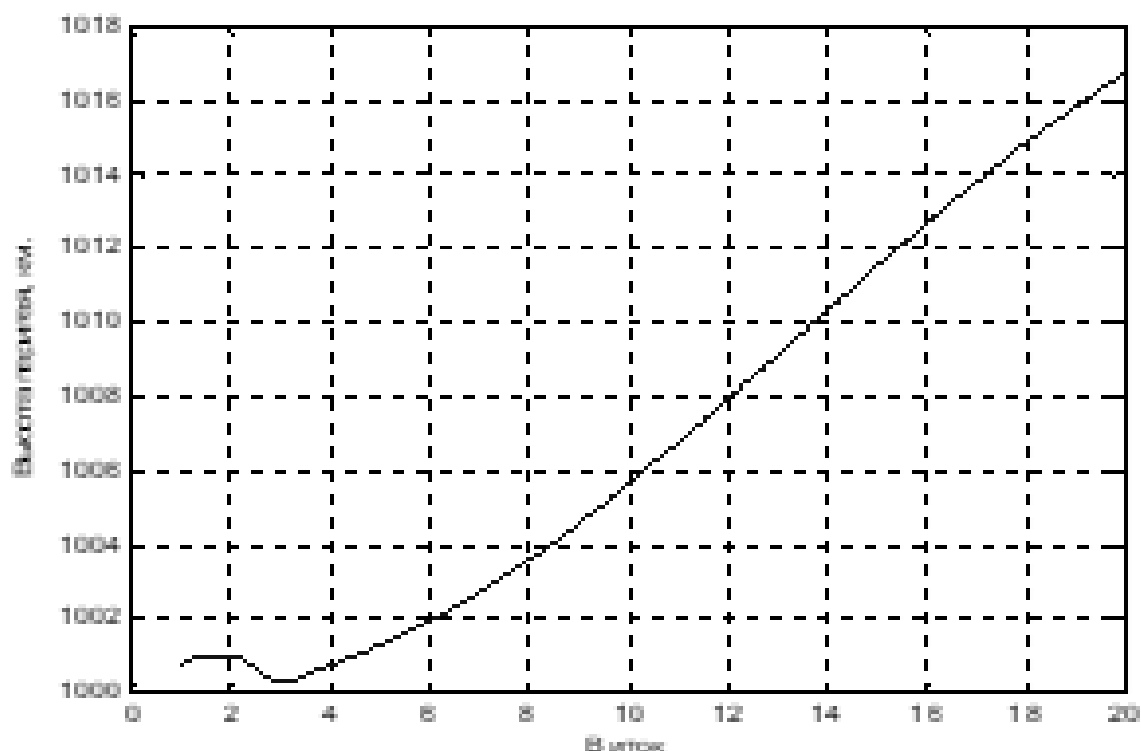


Рис. 4.3.4. Изменение высоты перигея после проведения коррекции.

Из рис.4.3.5. видим, что после проведения коррекции высота перигея принимает требуемое значение, но после 9 витка начинает принимать значения выше допустимого $\Delta H_{\text{п}} = \pm 5$ км, поэтому необходимо на 9 витке проводить еще одну коррекцию для удержания аппарата в допустимом диапазоне.

4.4. Отработка динамических операций КА на круговой орбите

В общем случае для проведения динамических операций в заданной окрестности средней долготы круговой орбиты необходимо проведение периодических коррекций периода обращения, эксцентриситета и наклона. Условимся, что для проведения коррекций имеется бортовая корректирующая установка (КДУ) малой тяги, причем вектор тяги ориентируется вдоль нормали к радиус-вектору и по бинормали. В связи с тем, что задача оптимального управления тесно связана с задачей обработки информации введем следующее допущение: для получения более простого, но приближенного решения задачи управления, разнесем ее и задачу обработки информации во времени. Корректность такого допущения показана, например, в [23,24].

Коррекции средней долготы и наклона осуществляются независимо, причем алгоритм коррекции наклона – заранее выбранная программа компенсации суточного ухода. В этом случае процесс выполнения динамической

операции представляет собой последовательность коррекций наклонения, на фоне которых осуществляется коррекция средней долготы. Так как затраты топлива на корректирование наклонения обуславливаются величиной прогнозируемого его ухода, а оптимальным является проведение коррекций в окрестностях узлов, считается, что программа этих коррекций определяется заранее.

Начало очередного сеанса коррекций средней долготы, их продолжительность рассчитывается в соответствии с алгоритмом, описанным в п. 2.4.

Для иллюстрации возможности проведения динамических операций с использованием программно-моделирующего комплекса было проведено статистическое моделирование процесса коррекций долготы восходящего узла спутника на стационарной орбите: $r=42164\text{ км}$, $e=10^{-4}$, $\Omega=30^\circ$, $i=4^\circ$, $\lambda_{\text{тр}}=45^\circ$. На рис.4.4.1-4.4.2 представлены фазовые портреты в координатах долгота восходящего узла – скорость дрейфа с рассчитанной по формуле (2.4.31) точкой сходимости процесса управления (y^*, v^*) .

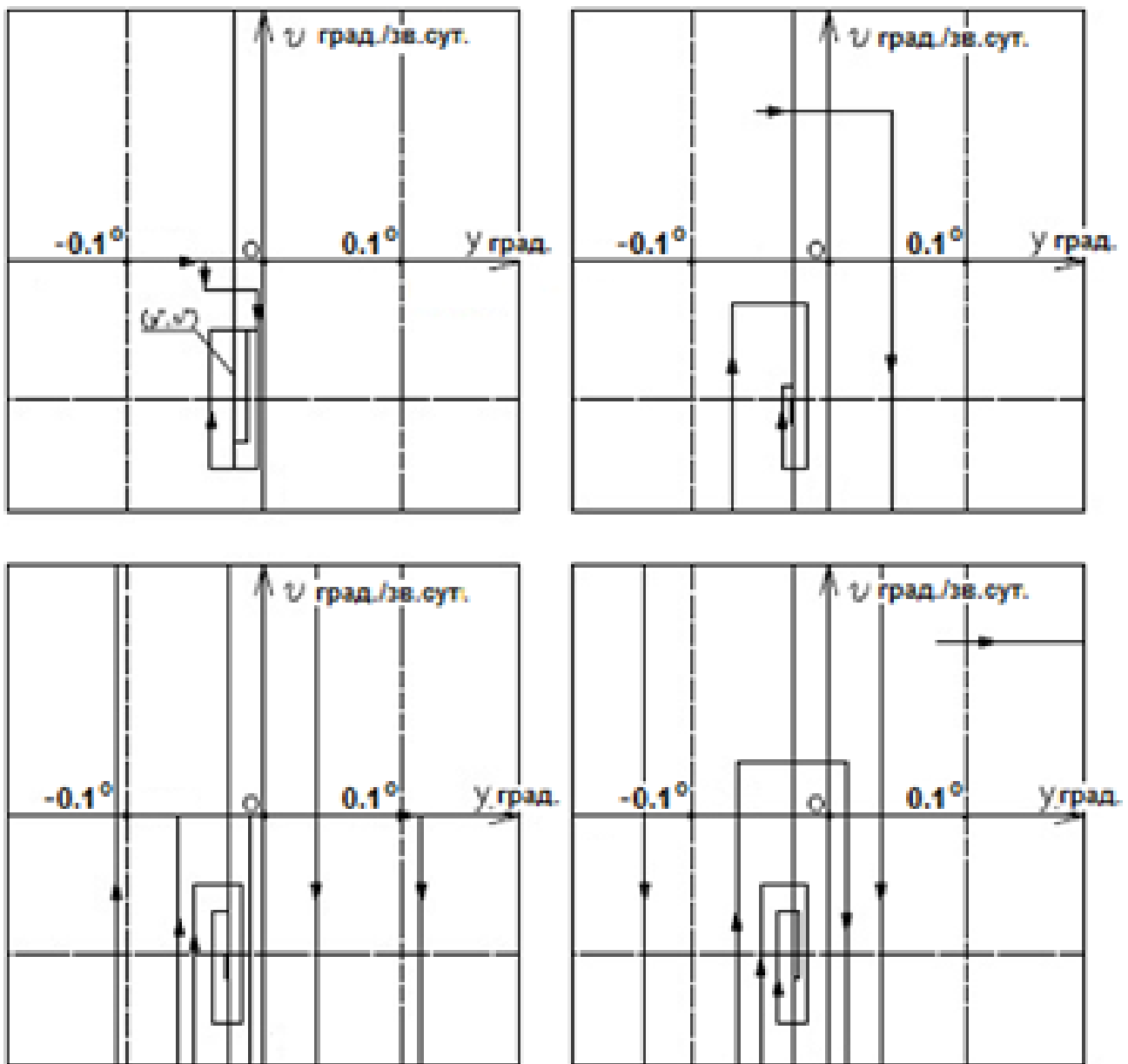


Рис. 4.4.1. Интервал между коррекциями – 1 оборот

Примеры решения задач управления КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

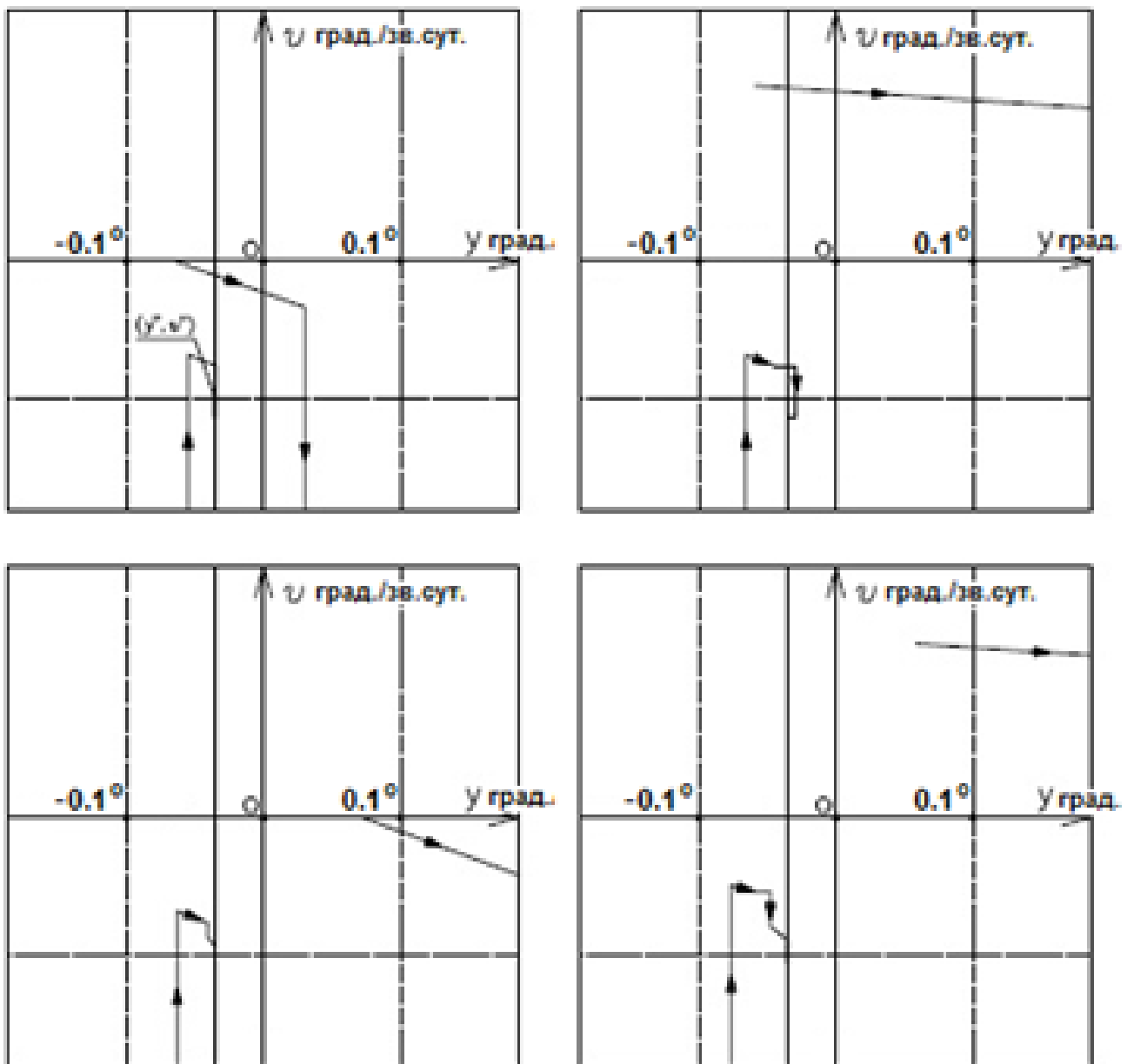


Рис. 4.4.2. Интервал между коррекциями – 3 оборота

Старков А.В. Разумный В.Ю. Управление КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В книге рассмотрена актуальная научно-техническая проблема, связанная с разработкой управления КА с учетом требований безопасности их проведения, разработкой и применением методики создания программно-моделирующего комплекса для автоматизации отработки средств проведения динамических операций КА. Это позволяет снизить затраты на их проведение за счет адаптации и совершенствования алгоритмов выполнения необходимых типовых операций. Показано, что решение исходной задачи сводится к ряду частных подзадач, последовательное решение которых позволяет обеспечить решение исходной.

Для решения упомянутых подзадач в пособии:

1. Сформированы требования к алгоритмическому и программному обеспечению средств отработки динамических операций.
2. Предложены математические модели бортовых систем КА и внешней среды.
3. Сформированы математические модели и синтезированы алгоритмы управления для проведения динамических операций для КА на высокоэллиптических и круговых орбитах. Предложено использовать классическое решение, модифицированный автором алгоритм проведения динамических операций на фоне решения задачи удержания долготы восходящего узла круговой и высокоэллиптической орбиты и терминальный алгоритм.

С практической точки зрения в пособии определены принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса. С этой целью предложена методика формирования программно моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА, методика разработки базы данных программно-моделирующего комплекса, используя которые можно сформировать объектно-ориентированное представление моделируемого объекта и логику взаимодействия его подсистем. Отличительной особенностью такого подхода является разнесение операций по формированию программной структуры моделируемой системы и реализация конкретных модулей.

Представлены примеры математического моделирования динамических операций вывода и изменения орбиты КА, которое показало возможность автоматизации при отработки средств безопасного проведения следующих динамических операций:

1. Вывод КА на расчетную высокоэллиптическую и круговую орбиты как штатными алгоритмами вывода, так и с помощью терминального метода.
2. Выполнение маневров на высокоэллиптической орбите.

3. Выполнение маневров на геостационарной орбите.

В заключении необходимо отметить, что использованные в книге подходы отличаются от известных повышенной открытостью и вычислительной эффективностью. Интерпретация полученных результатов подтверждает правильность предложенных математических моделей и принципов построения ПМК для решения поставленных задач, перечень которых в силу открытости архитектуры ПМК быть еще более расширен, что в конечном итоге позволит использовать ПМК для отработки средств проведения динамических операций КА в различных космических системах на различных типах орбит.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Liou J.-C., Matney M.J., Anz-Meador P.D., Kessler D., Jansen M., Theall J.R. The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000. NASA/TP-2002-210780, May, 2002
2. Morknight D.S. Lorenson G. Collision matrix for low earth orbit satellites/ Journal of Spacecraft and Rockets –26–№2–1989
3. Walker R., Martin C., Stokes H., Wilkinson J., Sdunnus H., Hauptmann S., Beltrami P., Klinkrad H. Update of the ESA Space Debris Mitigation Handbook. Executive Summary July 2002
4. Аксенов Е.П. Специальные функции в небесной механике. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986.
5. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г., Ярошевский В.А. Маневрирование космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1970.
6. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, 1987.
7. Артюхин Ю.П., Каргу Л.И., Симаев В.Л. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука, 1979.
8. Бебенин Г.Г., Скребушевский Б.С, Соколов Г.А. Системы управления полетом космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1978.
9. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. – М.: Наука, 1966.
10. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов.- М.:Машиностроение, 2003.
11. Дейт К.Дж. Введение в системы баз данных = Introduction to Database Systems. — 8-е изд. — М.: «Вильямс», 2006.
12. Иванова Г.С. Технология программирования: Учебник для вузов. / Г.С. Иванова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002.
13. Касаев К.С. Новые наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия. Том 10. Системный подход к сложным техническим объектам. – М., 1997.
14. Когаловский М.Р. Перспективные технологии информационных систем. — М.: ДМК Пресс; Компания АйТи, 2003.
15. Когаловский М.Р. Энциклопедия технологий баз данных. — М.: Финансы и статистика, 2002.
16. Красовский Н.Н. Теория управления движением. – М.:Наука, 1968.
17. Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем: учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2001.
18. Лебедев А.А. Ведение в анализ и синтез систем. Учебное пособие. Изд-во МАИ, 2001.

19. Лебедев А.А., Аджимамудов Г.Г. Основы синтеза систем летательных аппаратов: Учебник. – М., МАИ, 1996.
20. Лебедев А.А., Аджимамудов А.А., Баранов В.Н., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В., Нестеренко О.П. Основы синтеза систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1996.
21. Лебедев А.А., Баранов В.Н., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В., Нестеренко О.П. Основы синтеза систем ЛА. – М.: Машиностроение, 1987.
22. Лебедев А.А., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Статистическая динамика управляемого полета. – М.: Машиностроение, 1978.
23. Лебедев А.А., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Статистическая динамика и оптимальное управление летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985.
24. Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1974.
25. Лебедев А.А., Нестеренко О.П. Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование – М.: Машиностроение, 1991.
26. Лебедев А.А., Соколов В.Б. Встреча на орбите. – М.: Машиностроение, 1969.
27. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет: Учеб.пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.
28. Максимов Г.Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980.
29. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010.
30. Малышев В.В., Бобронников В.Т., Карп К.А., Нестеренко О.П., Федоров А.В. Пакеты прикладных программ для оптимизации и управления авиационно-космическими комплексами. В сб. «Системный анализ в технике-3». – М.: Изд-во МАИ, 1994.
31. Малышев В.В., Карп К.А., Федоров А.В. Автоматизация решения вероятностных задач. – М.: Изд-во МАИ, 1995.
32. Малышев В.В., Кибзун А.И. Анализ и синтез высокоточного управления летательным аппаратом. – М.: Машиностроение, 1987.
33. Малышев В.В., Кузнецов А.К., Федоров А.В. Достаточные условия оптимальности в задачах управления движением. – М.: Изд-во МАИ, 1990.
34. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Методика актуализации банков данных объектов космического назначения. // «Вестник Московского Авиационного Института». Том 19. Выпуск №4. М.: Изд-во МАИ, 2012г.
35. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Методика разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических

операций космических аппаратов. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 57, 2012 г.

36. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Программно-моделирующий комплекс для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов. Вестник компьютерных и информационных технологий. №9, 2012 г.

37. Малышев В.В., Федоров А.В. Минимаксный подход в задачах определения гарантирующей стратегии управления. Доклад на 4-й конференции по динамике и управлению. Труды МАИ, 1976.

38. Малышев В.В., Федоров А.В. Управление движением спутников космической системы // сборник трудов II Международной конференции «Малые спутники. Новые технологии. Минитюаризация. Области эффективного применения в XXI веке». – М.: ЦНИИМАШ, 2000.

39. Назаренко А.И., Скребушевский Б.В. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. – М.: Машиностроение, 1981.

40. Назваренко А.И. Построение высотно-широтного распределения объектов в околоземном космическом пространстве. Проблема загрязнения космоса (космический мусор). Москва, Космосинформ, 1993.

41. Назваренко А.И., Чернявский Г.М. Моделирование загрязнения околоземного пространства. Столкновения в околоземном пространстве (космический мусор). Москва, Космосинформ, 1995.

42. Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. Основы теории полета космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1972.

43. Решетнев М.Ф., Лебедев А.А., Бартенев В.А. и др. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах. – М.: Машиностроение, 1988.

44. Салмин В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой. – М.: Машиностроение, 1987.

45. Скребушевский Б.С. Управление полетом беспилотных космических аппаратов. – М.: «Владмо», 2003.

46. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами. Учебное пособие в 2-х частях. – М.: Изд-во МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2009.

47. Сухой Ю.Г. Коррекции орбит геостационарных спутников: В 3-х частях. Часть 1. Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников: Пособие для специалистов. – М: Издательство «Спутник+», 2011.

48. Федоров А.В. Применение минимаксного подхода в задачах оптимизации управления дискретными системами. В сб. «Новые методы высокоточного управления и оценивания и управления ЛА». – М.: Изд-во МАИ, 1986.

Старков А.В. Разумный В.Ю. Управление КА с учетом требований безопасности проведения динамических операций

- 49. Чернявский Г.М., Бартенев В.А. Орбиты спутников связи. М., «Связь», 1978.
- 50. Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. – М.: Машиностроение, 1984.
- 51. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – 2-е изд. – М.: Эдиториал УРСС, 2011.

Монография

Старков Александр Владимирович
Разумный Владимир Юрьевич

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ
АППАРАТАМИ С УЧЕТОМ ТРЕБОВАНИЙ
БЕЗОПАСНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ
ДИНАМИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ