

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
МАИ**

На правах рукописи

УДК 629.783



Разумный Владимир Юрьевич

**МЕТОДИКА ВЫБОРА ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ
НА ОРБИТАХ**

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Научный руководитель: д.т.н., проф. В.В. Малышев

Москва – 2019 год

Перечень основных сокращений и обозначений

ДВУ	Долгота восходящего узла
ДУ	Двигательная установка
КА	Космический аппарат
ККТО	Космический комплекс технического обслуживания
ОКП	Околоземное космическое пространство
ОМ	Орбитальный модуль
ОС	Орбитальная станция
СХС	Суммарная характеристическая скорость

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ВЫБОРУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ОРБИТАХ	17
1.1. Предпосылки создания перспективного космического комплекса технического обслуживания на орбитах.....	17
1.2. Постановка задачи выбора орбитального построения космического комплекса технического обслуживания	24
1.3. Анализ задачи выбора орбитального построения космического комплекса и методический подход к ее решению	29
Выводы по разделу 1.....	36
2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ ВЫБОРА ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ.....	38
2.1. Проектирование орбитального построения космического комплекса технического обслуживания	38
2.2. Планирование обслуживания группировки целевых КА	44
2.3. Оценка затрат потребной характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей большой тяги	48
2.3.1. Изменение аргумента широты орбитального модуля.....	51
2.3.2. Изменение долготы восходящего узла орбиты модуля.....	55
2.4. Оценка затрат потребной суммарной характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей малой тяги	67
2.4.1. Оптимальная ориентация вектора тяги в различных системах координат	68
2.4.2. Области существования различных типов оптимальных решений.....	73

2.4.3. Определение параметров маневров оптимальных невырожденных решений.....	79
Выводы по разделу 2.....	83
3. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ РАЦИОНАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ.....	86
3.1. Программно-математическое обеспечение проектирования орбитального построения космического комплекса.....	87
3.2. Построение и анализ портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА.....	92
3.3. Выбор орбитального построения космического комплекса технического обслуживания целевых КА на орбитах с близкими высотами.....	100
3.4. Выбор орбитального построения космического комплекса технического обслуживания целевых КА на орбитах с существенно отличающимися высотами.....	112
3.5. Выбор орбитального построения космического комплекса технического обслуживания на нодально-синхронных орбитах.....	124
Выводы по разделу 3.....	135
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	137
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	140

ВВЕДЕНИЕ

Одним из путей минимизации затрат на создание дорогостоящей космической техники при планировании развития перспективных космических средств является обеспечение технического обслуживания космических аппаратов (КА) на орбитах. Реализация концепции технического обслуживания КА требует решения большого перечня частных технических задач, направленных как на разработку обслуживаемых (целевых) КА нового поколения, допускающих их эффективное орбитальное обслуживание, так и на создание отдельных КА и специальных космических комплексов, осуществляющих такое техническое обслуживание на орбитах [1-8].

В настоящее время на околоземных орбитах с высотами от 400 до 36000 км от Земли находятся тысячи дорогостоящих спутников, обеспечивающих решение задач связи, навигации, мониторинга Земли, решение иных задач в интересах различных государственных и коммерческих структур. Срок активного существования всех этих КА ограничен, что обусловлено недолговечностью бортовой аппаратуры, возникновением неисправностей, а также неизбежным расходом топлива, необходимым для поддержания и коррекции орбиты КА.

Неисправности КА возникают вследствие влияния различных космических факторов, наличия ошибок разработчиков, возникновения случайных сбоев в работе бортовой аппаратуры и других причин. Такие неисправности могут происходить на участке выведения КА и в процессе его функционирования на орбите. Из-за ошибок выведения КА может не попасть на рабочую орбиту, влияние различных космических факторов (заряженные частицы, радиация и др.) может вызвать ошибки электроники и изменение рабочей орбиты КА, а возможная нехватка топлива на борту КА – невозможность поддержания орбиты. Все это приводит к тому, что отработавшие свой срок КА отправляются операторами на орбиты захоронения (в лучшем случае), или они «засоряют» орбиты функционирующих КА, что приводит к очередному этапу загрязнения околоземного космического пространства (ОКП), увеличению финансовых

средств и времени на выполнение космических миссий из-за возникновения дополнительных затрат на изготовление и запуск новых КА.

С целью снижения частоты возникновения неисправностей на орбите, разработчики КА предусматривают дополнительный запас «прочности» и отказоустойчивости для космических систем за счет «дублирования» и даже «троирования» различных бортовых систем, что повышает надежность и замедляет старение техники. Тем не менее, сбои и неисправности в работе бортовой аппаратуры все же возникают, из-за чего КА выполняют функции не в полном объеме или становятся грудой «бесполезного металла» в космосе.

Одним из путей решения проблемы представляется проведение ремонта вышедших из строя КА непосредственно на орбите с помощью *космического комплекса технического обслуживания*. Рассматриваемый в работе космический комплекс технического обслуживания (ККТО) представляет собой совокупность *орбитальных станций (ОС)*, предназначенных для орбитального сервисного обслуживания КА с помощью находящихся на указанных станциях отделяемых *орбитальных модулей (ОМ)* возвращаемого типа [9]. Последнее означает, что ОМ являются многоразовыми: после проведения каждой операции технического обслуживания ОМ возвращаются на борт ОС с целью их сохранения для последующих таких операций. Орбитальное сервисное обслуживание может позволить поддерживать состояние КА в рабочем режиме за счет дозаправки КА топливом, инспекции технического состояния КА, его планового ремонта с заменой (или без замены) компонент, возобновления работы неисправного КА, перемещения КА в плоскости его орбиты в новую требуемую орбитальную позицию, изменения рабочей орбиты функционирующего КА в соответствии с новым заданием, проведения операций уборки космического мусора, сборки сложных космических объектов на орбите, выходящих по своему назначению далеко за рамки планового сервисного технического обслуживания и др.

Одной из центральных задач общей проблемы технического обслуживания КА на орбитах является *рассматриваемая в настоящей работе баллистическая часть* решения данной проблемы, а именно обоснование

рационального орбитального размещения орбитальных станций, оснащенных возвращаемыми орбитальными модулями, с учетом проведения эффективных и экономичных маневров по переводу отделяемых от станций модулей в районы обслуживания целевых КА и возвращению их на орбитальные станции. Данную баллистическую часть общей проблемы технического обслуживания будем далее характеризовать как *орбитальное сервисное обслуживание (ОСО)*, оставляя, тем не менее, в использовании более общий термин «техническое обслуживание на орбитах», понимая под ним лишь его указанный баллистический аспект.

Решение сложной баллистической задачи оптимизации орбитального построения ККТО может быть условно разбито на несколько частных подзадач. Во-первых, необходимо спроектировать рациональное относительное расположение орбитальных станций на орбитах для эффективного решения задачи обслуживания целевых КА в условиях заданных ограничений. Во-вторых, требуется определить оптимальные характеристики перелетов (включая их число и последовательность) к обслуживаемым КА. Наконец, необходимо рассчитать параметры маневров оптимального перелета орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА. Несмотря на то, что в принципиальном плане последняя задача – это классическая задача встречи, различные варианты которой рассматривались, например, в работах [10-20], реализация таких маневров встречи в целях технического обслуживания КА имеет нетривиальный характер. В этом случае интерес представляют работы, в которых дается численное [20-37], а также аналитическое и численно-аналитическое [38-41] решение задачи перевода КА в окрестность заданной орбитальной позиции на околокруговой орбите (именно на таких орбитах находится большая часть обслуживаемых КА). Несмотря на относительно большое число работ по данной тематике, задача встречи в них, как будет показано в дальнейшем, рассматривается в несколько упрощенной постановке по сравнению с тем, что требуется в задаче обслуживания КА на орбитах.

Различают одиночное и групповое обслуживание [42], когда осуществляется соответственно полет к одному КА (обслуживание одиночных

КА) или облет нескольких КА (групповое обслуживание КА). С баллистической точки зрения первыми аналогами космической миссии по обслуживанию одиночных КА можно считать межпланетные перелеты с возвращением на Землю, в частности, рассмотренные в работах [43-55]. Эти способы можно, конечно, лишь условно отнести к задаче одиночного обслуживания КА, так как функцию обслуживаемого КА в них «выполняет» планета. В работах [49, 52, 56-58] рассматривались задачи облета сразу нескольких планет с возвращением, что можно считать аналогом группового обслуживания. Вместе с тем, все эти методы существенно отличаются от того, что необходимо в реальной задаче технического обслуживания целевых КА: здесь необходимо использовать многовитковые перелеты, что обычно не делается в задачах межпланетных перелетов из-за временных ограничений.

В работах [59-70] рассматривается групповое обслуживание КА. Они основаны на решении маршрутной задачи определения оптимальной последовательности облета обслуживаемых КА. Например, в [67] задача облета сводится к задаче нескольких коммивояжеров с известными точками отправления. В работах [61-69] рассматриваются несколько маршрутных задач облета цепочки КА. При этом считается, что орбиты всех обслуживаемых и обслуживающих КА практически совпадают, а на скорость встречи ограничения не накладываются. В этих же работах исследуются маршрутные задачи облета системы КА на «разновысотных» орбитах, а также задачи посещения цепочки КА вдоль одной орбиты и совокупности КА на некомпланарных орбитах. В некоторых указанных работах для оптимизации используется относительно простой метод множителей Лагранжа. При этом рассматриваются двухимпульсные решения, являющиеся в общем случае не оптимальными.

В работах [71, 72] используются не только двухимпульсные, но и трех- и четырехимпульсные решения. Однако их применение ограничено компланарной задачей встречи для простейшего случая последовательного облета целевых КА, находящихся на одной орбите.

Недостатки всех указанных выше существующих технологий не позволяют их использовать для проектирования перспективной космической системы технического обслуживания, так как они не учитывают специфику интересующей нас задачи технического обслуживания и приводят к неоптимальным решениям (или не дают решения вовсе). Так, например, при рассмотрении задачи расчета параметров маневра перелета обслуживающего КА в заданную окрестность обслуживаемого КА использование большинства известных технологий может приводить к неопределенности уже на стадии постановки задачи встречи, так как двухимпульсная схема зачастую не дает оптимального решения. Лишь относительно небольшое число из указанных известных работ содержит описание вопросов маневрирования с помощью двигателей малой тяги, что, как правило, возможно при решении вопросов сервисного орбитального обслуживания. Относительно сложные, трех- и четырехимпульсные, маневры используются лишь для простейших случаев компланарных перелетов, а технологии, аналогичные предложенным в настоящей работе для оптимизации некомпланарных перелетов при большой разнице в долготе восходящего узла у начальной и конечной орбит, в известных работах других авторов либо вообще не рассматриваются, либо рассматриваются в других ограничениях, обусловленных другим целевым назначением. Так, задача встречи, когда имеется большая исходная разница в долготе восходящего узла у начальной и конечной орбит, рассматривалась в работах А.А. Баранова применительно к вопросам создания спутниковых систем [73, 74] и возвращения крупногабаритного космического мусора [75-77]. Вместе с тем, в указанных работах отсутствуют важные элементы, необходимые для решения задачи проектирования космического комплекса технического обслуживания, касающиеся оптимального планирования обслуживания целевых КА, использования маневрирования с использованием двигателями малой тяги и др.

При решении задачи обслуживания основным баллистическим параметром, определяющим эффективность (с точки зрения расхода топлива) проведения операции перелета к обслуживаемому КА, является потребный угол изменения

плоскости исходной орбиты обслуживающего КА, так как маневр по изменению плоскости орбиты требует больших затрат характеристической скорости. Простейшие и наиболее экономичные случаи компланарного перелета не всегда соответствуют практическим задачам сервисного орбитального обслуживания КА.

Наличие явления прецессии плоскостей орбит в общем случае обуславливает постоянное относительное смещение долгот восходящих узлов орбит обслуживающего и обслуживаемого КА. Это приводит к некомпланарности орбит указанных КА на произвольный момент времени начала перелета орбитального модуля и, как следствие, к большим потребным затратам характеристической скорости на сближение. Таких недостатков лишены орбитальные группировки из целевых и обслуживающих КА, расположенных на *одинаковых орбитах (с одинаковыми значениями большой полуоси, эксцентриситета и наклона)*. В любой момент времени начала маневра в таких случаях затраты на изменение плоскости орбиты будут отсутствовать, если отсутствовало первоначальное отклонение по долготу восходящего узла. Заметим, что здесь и далее в работе не принимается во внимание действие гравитационных возмущений более высокого порядка, чем связанных с влиянием второй зональной гармоники, не принимаются во внимание и возмущения за счет влияния атмосферы Земли, притяжения других планет, солнечного давления и др.

Размещение обслуживающих и обслуживаемых КА на одинаковых орбитах не всегда возможно обеспечить, а на низких орбитах, на практике, это оказывается в подавляющем большинстве случаев и нереализуемым. Действительно, существующая на низких орбитах космическая инфраструктура характеризуется наличием отдельных КА на разных высотах и группировок КА в составе спутниковых систем на одинаковых высотах, но в разных плоскостях по долготу восходящего узла. Расположение всех целевых КА на одинаковых по высоте и долготу низких орбитах не имеет практического смысла как минимум по причине ухудшения качества таких орбитальных группировок, поскольку их необходимые характеристики достигаются, в том числе, за счет оптимизации

орбит и орбитальных структур (например, для спутниковых систем обзора Земли, низкоорбитальных систем связи и др.).

Обслуживание КА на низких орбитах может быть реализовано с помощью КА, базирующихся на Земле. Выведение таких обслуживающих КА в плоскость орбиты целевого КА может осуществляться за счет выбора времени старта ракеты-носителя. За один такой вылет обслуживается один целевой КА, или находящиеся в этой плоскости несколько КА. Экономическая целесообразность реализации такого дорогостоящего способа обслуживания может быть обусловлена уникальностью, высокой стоимостью или значимостью единичных КА. Массовая реализация этого способа обслуживания целевых КА на низких орбитах экономически существенно не эффективна в силу высокой стоимости его реализации.

В связи с изложенным рассматриваемая в работе сложная научно-техническая задача выбора орбитального построения перспективного космического комплекса технического обслуживания (сервисного орбитального обслуживания) группировок обслуживаемых (целевых) КА на существенно отличающихся по долготе восходящего узла орбитах представляется актуальной.

В качестве **объекта исследования** в настоящей работе рассматриваются орбитальные построения перспективного ККТО, состоящего из орбитальных станций с отделяемыми от них орбитальными модулями возвращаемого типа и предназначенного для орбитального сервисного обслуживания группировок целевых КА.

Предметом исследования являются математические модели функционирования и методы баллистического обоснования орбитального построения ККТО при обслуживании заданных группировок целевых КА, включая методы проектирования орбит ОС в составе ККТО, методы планирования обслуживания целевых КА с помощью отделяемых от ОС орбитальных модулей, методы оптимизации маневров ОМ при выполнении операций технического обслуживания.

Целью диссертационной работы является снижение затрат на создание

перспективного ККТО и на выполнение динамических операций технического обслуживания целевых КА с помощью отделяемых от орбитальных станций ОМ за счет оптимизации орбит ОС в составе ККТО, оптимизации планирования обслуживания заданной группировки целевых КА с помощью ОМ, принадлежащих различным ОС, и оптимизации маневра ОМ при выполнении каждой операции технического обслуживания с учетом его возвращения на борт ОС.

Для достижения указанной цели были поставлены и решены следующие основные задачи:

- постановка задачи выбора орбитального построения ККТО и разработка методического подхода к ее решению на основе выделения частных задач проектирования орбит ОС в составе ККТО, планирования обслуживания заданной группировки целевых с помощью отделяемых от ОС орбитальных модулей и расчета характеристик маневров перелета ОМ в окрестности обслуживаемых КА, а также выявления и целенаправленного применения особенностей относительного изменения долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА;

- разработка теоретических положений по баллистическому обоснованию перспективного ККТО, включая проектирование орбит ОС, оптимальное планирование обслуживания заданной группировки целевых КА и расчет оптимальных характеристик маневров (включая их число и последовательность) перелета отделяемых от ОС орбитальных модулей в окрестности целевых КА с учетом их возвращения на борт ОС;

- апробация разработанного методического и программно-алгоритмического аппарата на примерах выбора вариантов орбитального построения ККТО для обслуживания заданных группировок целевых КА.

В качестве **методов исследования** в работе используются методы системного анализа сложных технических систем, позволяющие декомпозировать общую задачу оптимизации на ряд частных подзадач. Для моделирования движения КА используются уравнения движения в отклонениях от круговой орбиты, что позволяет аналитически и с высокой точностью определять

требуемые затраты суммарной характеристической скорости на проведение маневров орбитальных переходов с использованием в качестве методологической базы теории оптимального маневрирования и методов прикладной небесной механики.

Достоверность полученных результатов определяется корректностью постановки задачи, адекватностью используемых математических моделей реальным условиям функционирования КА с обоснованной долей приближения, применением известных и хорошо изученных методов, применением разработанных и обоснованных автором специальных технологий, совпадением полученных численных результатов с результатами других авторов в известных частных случаях.

Соответствие паспорту специальности. Работа соответствует паспорту специальности 05.07.09 – «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов». В качестве объекта исследования в работе рассматриваются орбитальные построения перспективного ККТО, состоящего из орбитальных станций, на которых базируются отделяемые от этих станций орбитальные модули. Основная часть проведенной работы заключалась в разработке методического и программно-алгоритмического аппарата проектирования орбит ОС в составе ККТО, нахождении оптимального плана обслуживания заданных целевых КА с помощью орбитальных модулей и расчете оптимальных маневров перелетов орбитальных модулей в окрестности обслуживаемых КА с возвращением их обратно на орбитальные станции, а также в проведении качественного и количественного анализа данных операций. Диссертация имеет прикладной характер и относится к области технических наук.

Научная новизна работы определяется новизной постановки решаемой сложной научно-технической задачи выбора орбитального построения (баллистического проектирования) перспективного ККТО с точки зрения минимизации затрат на его создание и функционирование и новизной полученных технических решений. К числу таких новых технических решений относится декомпозиция указанной общей задачи и комплексное рассмотрение

входящих в нее частных задач проектирования орбит ОС в составе ККТО, оптимального планирования обслуживания заданной группировки целевых КА с помощью ОМ, принадлежащих разным ОС, и расчета оптимальных маневров перевода отделяемых от ОС орбитальных модулей в окрестности требуемых обслуживаемых КА с учетом их возвращения на борт ОС. В работе предложен новый методический подход к проектированию орбит ОС в составе ККТО, включая обоснованный выбор минимально потребного числа ОС для обслуживания заданной группировки целевых КА, и планированию обслуживания целевых КА на основе выявления и целенаправленного использования закономерностей относительного изменения отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА. Предложены новые технические решения по оценке минимально необходимых затрат характеристической скорости для перелета орбитальных модулей в окрестность обслуживаемых целевых КА, движущихся по орбитам с отличающимися высотами и/или долготами восходящих узлов. На основе применения теории базис-вектора в пространстве отклонений большой полуоси и эксцентриситета впервые установлены области существования различных типов оптимальных решений и разработан эффективный метод определения параметров оптимального маневрирования с малой тягой для перелета между компланарными орбитами. Предложены новые способы орбитального построения ККТО. Один из таких способов орбитального построения, а именно имеющий в своей основе использование предложенного автором нового класса орбит – класса нодально-синхронных орбит, защищен патентом РФ на изобретение [78].

Практическая значимость работы состоит в создании отсутствовавшего до настоящего времени методического и программно-алгоритмического обеспечения баллистического проектирования перспективного космического комплекса технического обслуживания. В работе впервые приведены важные для практики численные оценки возможности орбитального построения такого космического комплекса и эффективности его функционирования на примерах обслуживания заданных группировок целевых КА.

Основные научные положения и результаты, выносимые на защиту:

- постановка задачи выбора орбитального построения перспективного космического комплекса технического обслуживания заданной орбитальной группировки целевых КА, движущихся по компланарным и некомпланарным орбитам с одинаковыми (близкими) или разными (существенно отличающимися) высотами, и ее декомпозиция на частные задачи проектирования орбит станций в составе ККТО, планирования обслуживания целевых КА с помощью отделяемых от ОС орбитальных модулей и расчета маневров перевода ОМ с орбит ОС в окрестности требуемых обслуживаемых КА с учетом их возвращения на борт ОС;
- решение задачи выбора минимально необходимого числа ОС в составе ККТО и проектирования орбит ОС и задачи оптимального планирования обслуживания заданной группировки КА с помощью базирующихся на ОС орбитальных модулей на основе построения и анализа портрета относительных отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА;
- решение задачи расчета оптимальных маневров и оценки минимально потребных затрат характеристической скорости на перелеты ОМ в окрестности обслуживаемых КА, движущихся по существенно отличающимся некомпланарным по долготе восходящего узла орбитам, с возвращением ОМ на борт ОС, в том числе после последовательного обслуживания нескольких КА в течение одного вылета орбитального модуля с борта ОС;
- решение задачи расчета оптимальных маневров ОМ с двигателями малой тяги при перелете между компланарными орбитами на основе применения теории базис-вектора и установления закономерностей локализации различных типов оптимальных решений в пространстве отклонений большой полуоси и эксцентриситета.
- результаты баллистического проектирования орбитального построения и математического моделирования функционирования перспективной ККТО для заданных группировок обслуживаемых целевых КА;
- способ орбитального построения космического комплекса технического обслуживания КА на основе использования нодально-синхронных орбит.

Апробация результатов работы проводилась:

- на XXXVII академических чтениях по космонавтике – Королевские чтения, 29 января – 1 февраля 2013 г., г. Москва, Россия;
- на 7-ой Международной конференции по спутниковым системам (7th International Workshop on Satellite Constellation and Formation Flying), 13-15 марта 2013 г., г. Лиссабон, Португалия;
- на Международной конференции по освоению космоса (IAA Space Exploration Conference. Planetary Robotic and Human Spaceflight Exploration), 9 января 2014 г., г. Вашингтон, США;
- на 2-ой Международной конференции по динамике и управлению космическими системами (2nd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems), 24-26 марта 2014 г., г. Рим, Италия;
- на 21-ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация», 3-10 июля 2016 г., г. Евпатория, Крым;
- на 67-ом Международном астронавтическом конгрессе (67th International Astronautical Congress), 26-30 сентября 2016 г., г. Гвадалахара, Мексика;
- на 3-ей Международной конференции по динамике и управлению космическими системами (3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems), 30 мая – 1 июня 2017 г., г. Москва, Россия;
- на 22-ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация», 2-9 июля 2017 г., г. Евпатория, Крым;
- на 68-ом Международном астронавтическом конгрессе (68th International Astronautical Congress) 25-29 сентября 2017 г., г. Аделаида, Австралия.

Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы из 107 наименований. Она содержит 150 страниц текста, включающего 35 рисунков и 25 таблиц.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ВЫБОРУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ОРБИТАХ

В данном разделе на основе анализа современных тенденций развития космонавтики обосновывается актуальность проведения исследований в области создания космических средств технического обслуживания КА на орбите, формулируется общая постановка задачи выбора орбитального построения перспективного космического комплекса технического обслуживания на орбитах и излагается методический подход к ее решению.

1.1. Предпосылки создания перспективного космического комплекса технического обслуживания на орбитах

Анализ доступных материалов и предложений ведущих организаций ракетно-космической промышленности России, США, Германии, Франции, Японии и других ведущих космических держав показывает, что мировая практика ведения космической деятельности набирает потенциал для радикальных преобразований, связанных с развитием технологий обслуживания и ремонта космических аппаратов непосредственно на орбите, выполняются широкомасштабные программы по отработке и поиску путей повышения эффективности процедур обслуживания КА в космосе [79]. Энергично идет накопление коммерческими компаниями потенциала для формирования рынка услуг по обслуживанию КА в космосе. Ожидается, что в ближайшее время обслуживание КА на орбите коммерческими структурами может перейти в разряд типовых услуг на рынке космической деятельности. Формируются международные группы, консолидирующие коммерческие компании и государственные агентства для решения технических, юридических и политических вопросов, связанных с развитием систем технического обслуживания на орбитах. Интегрированная оценка современного состояния в области создания таких систем позволяет однозначно заключить: в предстоящие

10-15 лет коренным образом будут изменены структура и принципы построения глобальной космической инфраструктуры, а в дальнейшей перспективе и вся философия космической деятельности на околоземных орбитах.

В отечественной практике ведения космической деятельности ее ресурсное обеспечение имеет ограниченные возможности по своему росту. Это обстоятельство, по-видимому, еще долго будет оставаться основным сдерживающим фактором, не позволяющим применять в ней экстенсивные подходы. Наоборот, интенсификация использования в полном объеме ресурсов орбитальной группировки, по-видимому, останется основным трендом в отечественной космонавтике. В этой связи переход к обслуживаемому космосу может стать магистральным направлением развития отечественной космонавтики.

Обслуживание КА на орбите в перспективе связывается с решением следующих двух ключевых проблем мировой и отечественной космонавтики:

- сдерживание прогрессирующего роста финансовых и технических ресурсов, требуемых для решения всё новых и новых задач космической деятельности с использованием большого количества космических аппаратов различного назначения;

- снижение засоренности космического пространства;

- способность быстрого реагирования на изменение спроса в результатах космической деятельности при стабилизации состава орбитальной группировки.

Новая философия построения космических систем, основанная на орбитальном обслуживании КА, оказывает влияние на все составляющие космической деятельности будущего. Основу этой философии составляют:

- развитие «приспособленности» целевых КА к обслуживанию на орбите (включая комплексирование максимально возможного количества целевых задач, решаемых с борта одного КА, модульный принцип построения КА, унификация и стандартизация их служебной и целевой аппаратуры, доступность для обслуживания, вплоть до реализации принципа "ЛЕГО" и др.);

- создание и совершенствование систем орбитального обслуживания КА, способных проводить обслуживание КА, в том числе и «некооперируемых» космических объектов;

- формирование принципиально новой орбитальной инфраструктуры обслуживаемых и обслуживающих КА, позволяющей наиболее эффективно обеспечивать обслуживание целевых КА на орбите;

- переход к новым организационным формам космической деятельности, включающим международное сотрудничество в области орбитального обслуживания.

Практическая реализация орбитального обслуживания позволит парировать следующие технические проблемы, возникающие при эксплуатации космической техники:

- до 80% общего числа КА выходят из строя из-за выработки штатного запаса рабочего тела для двигательной установки при сохранении работоспособности КА в целом;

- парирование нештатных ситуаций на борту КА при выведении КА, на переходных орбитах (один из примеров – ситуация с «недовыведением» КА миссии «Фобос-Грунт»), при функционировании КА на рабочих орбитах;

- быстрое устаревание, техническое и моральное, бортовой аппаратуры КА (современные технологии позволяют создавать платформы служебных систем КА с ресурсами не более 15 лет, при этом целевая аппаратура КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и некоторых систем связи и навигации морально устаревает через 5-7 лет);

- трудности обеспечения оперативной инспекции КА.

Переход на создание универсальных, модульных и обслуживаемых КА позволит значительно расширить техническую основу комплексирования задач на одном КА. В этих условиях могут быть возобновлена на новом качественном уровне разработка сверхтяжелых универсальных платформ, размещаемых на средних и высоких орбитах, может быть реализована возможность сборки крупногабаритных конструкций. Создание пилотируемого сегмента средств

орбитального обслуживания позволит расширить круг задач программы пилотируемых полетов. Создание системы орбитального обслуживания даст толчок к развитию принципиально новых инновационных технологий (технологии баллистического обеспечения, собственно технологии обслуживания, технологии создания целевой аппаратуры и универсальных служебных систем КА с принципиально новыми характеристиками и др.).

Рядом иностранных государственных и коммерческих структур уже выполнен ряд успешных демонстрационных миссий, подтверждающих эффективность технологий обслуживания. В рамках проекта Orbital Express проведена в автоматическом режиме серия успешных экспериментов по дозаправке и замене блоков КА. Данный эксперимент проведен NASA в кооперации с компаниями Boeing и Ball Aerospace с помощью двух специально разработанных для этого кораблей: обслуживаемого и обслуживающего [80]. Другая серия экспериментов по телеуправляемой с Земли дозаправке КА в космосе проводилась NASA на МКС около пяти лет назад в кооперации с Канадским космическим агентством и компанией MDA [81]. Имеются другие примеры космических экспериментов, указывающие на исключительно серьезное отношение иностранных организаций к вопросу отработки технологий космического обслуживания и перехода от демонстрационных экспериментов к практическому решению задач обслуживания.

Реализация технологий обслуживания КА на орбите позволит не только продлить сроки эксплуатации стареющих или прекративших активное существование спутников, но и изменить их функциональную направленность, открыть для них качественно новую жизнь с другими, наиболее востребованными целевыми функциями. Наиболее активно над этой проблемой работает Агентство по перспективным оборонным научно-исследовательским проектам США (DARPA). Для России, находящейся в числе лидеров по количеству запущенных (а значит и стареющих) спутников, решение проблемы «реанимации» спутников и, в особенности, их переориентации на другие, новые актуальные задачи могло бы стать очень амбициозным и при этом вполне реалистичным проектом.

Учитывая важность и актуальность проблемы обслуживания космических аппаратов на орбитах, представляется целесообразным и своевременным оценка эффективности орбитального сервисного обслуживания. В первом приближении эффективность орбитального обслуживания может быть оценена через минимизацию потерь эффективности обслуживаемых группировок КА за счет проведения ремонтных (восстановительных, заправочных и др.) работ. При этом понимается, что временная готовность к проведению обслуживания средствами создаваемой системы обслуживания может быть в десятки и сотни раз выше, чем традиционное парирование наступившего отказа путем запуска нового КА вместо отказавшего. Организационно-техническим решением в этом плане может быть создание одной или нескольких долговременных орбитальных станций (ОС), оснащенных расходными материалами (как складские комплексы) и отделяемыми орбитальными модулями (ОМ) для доставки расходных материалов и проведения ремонтных работ на целевых КА. При этом орбитальный модуль может быть оснащен достаточно большим грузовым отсеком для транспортировки расходных материалов при обслуживании нескольких КА за один вылет.

На первом этапе, когда в эксплуатации будут находиться в основном КА, изначально не приспособленные к проведению ремонтно-восстановительных работ, предполагается целесообразным применение универсальных орбитальных модулей, рассчитанных на замещение наиболее часто выходящих из строя штатных служебных систем разнотипных целевых КА: систем ориентации и стабилизации, корректирующей двигательной установки для поддержания орбитального положения КА или его довыведения (при нештатно прошедшем запуске, смене орбитальной позиции и др.). В случае проектирования космического комплекса для обслуживания КА одинакового целевого назначения (например, телекоммуникационных спутников типа ГлобалСтар или др.), орбитальные модули могут дополнительно доставлять запасные части, подходящие ко всем КА данного типа.

На втором этапе появление приспособленных к обслуживанию космических аппаратов может сопровождаться максимальной унификацией служебных систем

и их элементов. Технический облик таких целевых КА должен, прежде всего, определяться теми изменениями, которые необходимо внести в стандартную конструкцию КА, чтобы добиться приемлемых условий технической реализуемости проведения ремонтных работ. Эти изменения должны упрощать сближение и стыковку с орбитальным модулем с целью интеграции в состав комплекса его бортовых систем сменного оборудования, и, одновременно, не должны значительно увеличивать стоимость создания целевого КА. Представляется, что ремонтпригодность целевого КА может быть основана на простых, но эффективных технических решениях с целью облегчения поиска целевого КА (на основе применения уголковых отражателей, габаритных огней и др.), и проведения процедуры технического обслуживания с помощью различных конструктивных элементов и технологий (использование бортового манипулятора, организация интерфейсных зон для установки сменного оборудования и др.).

Переход к «обслуживаемому космосу» – вопрос не только развития техники, но и формирования долгосрочной технической политики и правовых отношений между странами. Обладая технологиями проведения критических операций по обслуживанию, ведущие страны могут оказывать содействие в техническом обслуживании КА отстающим в этом отношении участникам космической деятельности.

Все изложенное выше свидетельствует о целесообразности проведения исследований в области технико-экономического обоснования перспективного космического комплекса технического обслуживания.

Одним из ключевых вопросов общего технико-экономического обоснования космического комплекса технического обслуживания является его баллистическое обоснование (проектирование), а именно выбор орбитального построения, включая схемы его функционирования на орбитах. В настоящее время задача технического обслуживания эффективно решается для исторически сложившихся кластеров КА на геостационарной орбите и кластеров навигационных КА на высоких круговых орбитах с высотой около 20 тыс. км.

Здесь под кластером понимается совокупность обслуживающих и обслуживаемых КА, находящихся в одной плоскости на близких орбитах. Кластерная структура орбитальной группировки является наиболее рациональной с точки зрения минимизации затрат характеристической скорости на изменение плоскости орбиты при сближении с целевым КА. Прецессия плоскости орбиты приводит к относительному смещению долготы восходящего узла космических аппаратов, находящихся на разных орбитах, что в общем случае приводит к непостоянству угла некомпланарности орбит и, как следствие, к большим затратам характеристической скорости на сближение. Поэтому переход к кластерной структуре и сокращение количества кластеров КА, в том числе, за счет комплексирования нескольких задач на борту одного КА, можно рассматривать как рациональную стратегию развития целевых орбитальных группировок КА с точки зрения их приспособленности к орбитальному обслуживанию.

Как было отмечено, все это касается в основном КА на высоких и средних по высоте орбитах. На низких орбитах подобная кластерная структура в настоящее время отсутствует и, в принципе, является здесь не эффективной: «кластеризация» на низких орбитах неизбежно приведет к ухудшению качества баллистического построения орбитальных группировок с точки зрения решения целевых задач.

Рассматриваемая в работе концепция создания космического комплекса технического обслуживания, применимого в том числе и для обслуживания низкоорбитальных КА, является существенно отличной от традиционной «кластерной» схемы, так как она допускает нахождение обслуживающих и обслуживаемых КА на существенно разных орбитах, в том числе в существенно разных плоскостях орбит. В следующем подразделе проводится формальная постановка такой технической задачи.

1.2. Постановка задачи выбора орбитального построения космического комплекса технического обслуживания

В настоящем подразделе формулируется общая задача выбора орбитального построения перспективного космического комплекса технического обслуживания. Предполагается, что задано число обслуживаемых (целевых) КА и параметры орбит каждого из них: большая полуось, эксцентриситет, наклонение, аргумент широты перигея, долгота восходящего узла, аргумент широты КА на начальный момент времени. Также предполагается, что все целевые КА, равно как и ОС обслуживающего их космического комплекса, находятся на орбитах с близкими значениями наклонения, но орбиты, как КА, так и ОС, могут значительно отличаться по долготе восходящего узла (десятки градусов). Задан период (промежуток) времени, в течение которого требуется проводить техническое обслуживание требуемых целевых КА. Под техническим обслуживанием в рамках рассматриваемой в работе баллистической модели (т.е. с точки зрения обеспечения потенциальной возможности проведения технического обслуживания и без учета особенностей выполнения этой операции, связанной с непосредственным выполнением ремонта КА, его дозаправки или др.), мы будем понимать сближение отделяемого от орбитальной станции орбитального модуля с целевым КА при условии выравнивания их скоростей (по величине и направлению). При этом понимается, что орбитальный модуль возвращается на борт орбитальной станции после проведения операции обслуживания одного или нескольких КА с целью его сохранения и повторного использования. Число модулей на каждой орбитальной станции ККТО одинаково и ограничено заданным максимально возможным значением.

Требуется найти орбитальное построение ККТО (потребное число орбитальных станций и параметры их орбит), обеспечивающее обслуживание заданных целевых КА за требуемое время при минимально потребном значении суммарной характеристической скорости орбитальных модулей на перелеты. Запас характеристической скорости на борту каждого орбитального модуля

ограничен и не может превышать некоторого заданного значения, необходимого для технического обслуживания требуемого числа (одного или нескольких) целевых КА за один вылет ОМ, включая затраты на его возвращение на борт ОС.

При выборе критерия оптимизации принимается во внимание, что минимизация затрат на создание и функционирование ККТО включает не только минимизацию потребных затрат суммарной характеристической скорости на перелеты ОМ в окрестности обслуживаемых КА, но и выбор минимально потребного числа ОС в составе ККТО, необходимого для технического обслуживания заданной группировки целевых КА. Действительно, ограничиваясь только минимизацией потребной суммарной характеристической скорости на борту ОМ и не накладывая ограничений на число ОС в составе ККТО, мы неизбежно будем приходить к тривиальным вариантам орбитального построения ККТО, когда потребное число ОС будет равно заданному количеству обслуживаемых КА, а орбиты ОС будут располагаться в плоскостях орбит обслуживаемых ими КА: оптимум здесь находится за счет исключения необходимости энергоемких некомпланарных маневров. В нашем случае нас интересует возможность уменьшения потребного числа ОС за счет обслуживания отделяемыми от каждой ОС различных целевых КА, находящихся на существенно некомпланарных по долготе восходящего узла орбитах. Полагая, что каждая орбитальная станция, оснащенная отделяемыми ОМ, является очень дорогостоящей космической конструкцией, минимизация потребного числа таких ОС в составе ККТО в наибольшей степени способствует уменьшению затрат на создание ККТО в целом. Принимая далее в качестве критерия оптимизации рассматриваемой задачи выбора орбитального построения ККТО минимум потребного числа ОС в составе ККТО, мы, однако, не откажемся от минимизации потребной суммарной характеристической скорости на борту ОМ, а, как будет видно из дальнейшего, лишь оставим этот критерий для оптимизационных процедур более нижнего уровня.

Оптимизация орбитального построения ККТО проводится для фиксированного временного периода технического обслуживания требуемой

группировки целевых КА заданной продолжительности Δt . В течение указанного периода времени каждый ОМ может один раз вылететь с борта ОС для обслуживания одного и нескольких целевых КА с возвращением на борт ОС для его повторного использования. Предполагается, что ККТО создается в интересах технического обслуживания требуемой группировки целевых КА на более длительных промежутках времени чем период Δt , а оптимизация орбитального построения на промежутке времени Δt отражает существенные особенности взаимовлияния параметров рассматриваемой задачи в целом. При этом процедура оптимального выбора орбитального построения ККТО может, при необходимости, итерационно повторяться для различных по длительности периодов Δt с целью получения более обоснованных решений для заданных исходных данных.

Результатом решения общей задачи выбора орбитального построения ККТО является не только минимально потребное число ОС в составе ККТО и параметры их орбит, но и требуемое число M орбитальных модулей на борту каждой ОС, ограниченное по условию решаемой задачи максимально возможным таким значением M_{\max} , а также необходимая (израсходованная) для технического обслуживания группировки целевых КА суммарная характеристическая скорость ΔV_{Σ} на борту всех ОМ при заданном ограничении на запас характеристической скорости на борту каждого ОМ максимальным значением $\Delta V_{\text{зад}}$. Предполагается, что израсходованная часть топлива (характеристической скорости) на борту каждого ОМ восполняется после его возвращения на борт ОС с целью обеспечения повторного использования ОМ в дальнейшем.

С учетом изложенного **математическая постановка задачи выбора орбитального построения ККТО** имеет следующий вид.

$$\underline{\text{Дано:}} \quad a_f, e_f, i_f, \omega_f, \Omega_f, u_f \quad (f = \overline{1, K}) \quad (1.1)$$

– соответственно большая полуось, эксцентриситет, наклонение, аргумент широты перигея, долгота восходящего узла орбиты и аргумент широты f -го

обслуживаемого КА на начальный момент времени, а K – количество обслуживаемых целевых КА;

– Δt – продолжительность времени (период) обслуживания заданной группировки целевых КА с помощью ККТО;

– M_{\max} – максимально возможное количество орбитальных модулей на борту каждой орбитальной станции ККТО;

– $\Delta V_{\text{зад}}$ – имеющийся запас характеристической скорости на борту каждого ОМ, обусловленный конструктивными особенностями ОМ.

Найти: минимально потребное число S орбитальных станций в составе ККТО и элементы орбит каждой j -ой ОС:

$$a_j, e_j, i_j, \omega_j, \Omega_j, u_j \quad (j = \overline{1, S}), \quad (1.2)$$

где a_j – большая полуось;

e_j – эксцентриситет;

i_j – наклонение;

ω_j – аргумент широты перигея;

Ω_j – долгота восходящего узла;

u_j – аргумент широты ОС на начальный момент времени,

а также потребное число M орбитальных модулей на борту каждой ОС из диапазона

$$M \leq M_{\max} \quad (1.3)$$

и затраты суммарной характеристической скорости ΔV_{Σ} на борту всех орбитальных модулей (израсходованная часть), необходимой для обслуживания заданной группировки целевых КА за период Δt ,

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{j=1}^S \Delta V_j, \quad (1.4)$$

$$\Delta V_j = \sum_{k=1}^M \Delta V_{kj} \quad (1.5)$$

при ограничении на затраты характеристической скорости ΔV_{kj} каждого k -го орбитального модуля, принадлежащего j -ой орбитальной станции,

$$\Delta V_{kj} \leq \Delta V_{\text{зад}} \quad (1.6)$$

Заметим еще раз, что количество орбитальных модулей на каждой станции задается не абсолютным, а его максимально возможным значением. Это связано с тем, что в результате оптимизации может оказаться (и зачастую так и получается), что необходимое число орбитальных модулей на каждой станции удастся уменьшить за счет оптимального обслуживания в течение одного вылета орбитального модуля последовательно нескольких целевых КА. Точное потребное число орбитальных модулей на каждой орбитальной станции получается как дополнительный параметр из решения задачи. Максимальное из этих значений характеризует потребное число ОМ на борту проектируемой ОС.

Предполагается, что эксцентриситеты орбит целевых КА и орбитальных станций изменяются в диапазонах:

$$e_f < 0,002, \quad e_j < 0,002, \quad (1.7)$$

а отличие в наклонениях орбит целевых КА и орбитальных станций не может превышать величины 0,01 град. Данное методическое допущение не существенно ограничивает практическое применение разработанного методического и программно-алгоритмического аппарата, так как большинство существующих и перспективных целевых КА функционирует на почти круговых орбитах в указанных ограничениях.

1.3. Анализ задачи выбора орбитального построения космического комплекса и методический подход к ее решению

Как видно из вышеизложенного, решением общей задачи выбора орбитального построения ККТО являются не только параметры орбит ОС и их минимально потребное количество, но также необходимое число M орбитальных модулей и суммарный (израсходованный) запас характеристической скорости ΔV_{Σ} на борту модулей всех ОС ККТО. Это, в свою очередь, вызывает необходимость изучения внутренних связей между параметрами рассматриваемой сложной научно-технической задачи и рассматривать дополнительные оптимизационные задачи на более низком иерархическом уровне.

С учетом изложенного исходная оптимизационная задача может быть представлена (декомпозирована) в виде следующих трех оптимизационных задач.

Первой такой задачей является непосредственно классическая **задача проектирования орбитального построения** ККТО, как задача определения минимально потребного числа ОС и параметров орбит ОС.

Второй такой задачей является *задача определения оптимального назначения* каждому обслуживаемому КА одного из отделяемых модулей орбитальных станций ККТО и *расчета оптимальной последовательности обслуживания* такими модулями целевых КА в течение заданного периода обслуживания, включая оптимизацию обслуживания каждым отделяемым модулем в течение одного вылета нескольких выделенных для него целевых КА (как было отмечено выше, условиями решаемой задачи допускается обслуживание в течение одного вылета с орбитальной станции не одного, а нескольких КА). Решение данной задачи проводится **по критерию минимума затрат суммарной характеристической скорости** отделяемых модулей на обслуживание заданной группировки КА. В дальнейшем данную задачу будем называть **задачей планирования обслуживания (облета)** целевых КА.

Третья решаемая задача состоит в *определении оптимальных параметров маневра перелета орбитального модуля*, отделяемого от орбитальной станции с

известными параметрами ее орбиты, в окрестность заданного целевого КА по критерию минимума затрат характеристической скорости орбитального модуля на этот перелет. С учетом того, что исходное движение орбитального модуля на орбите станции происходит в орбитальной плоскости, которая по условию решаемой задачи в общем случае является существенно некомпланарной по долготе восходящего узла по отношению к плоскости орбиты назначенного этому орбитальному модулю целевого КА, решение этой задачи имеет весьма не тривиальный характер. Данная задача может быть сформулирована следующим образом.

Дано: параметры орбиты станции ККТО, на которой базируется орбитальный модуль, параметры орбиты целевого (целевых) КА, назначенных для обслуживания данным орбитальным модулем (в каждом из указанных случаев орбиты станции и орбит обслуживаемых КА задаются большая полуось, эксцентриситет, наклонение, аргумент широты перигея, долгота восходящего узла орбиты и аргумент широты на начальный момент времени).

Найти: момент (моменты) времени включения двигательной установки орбитального модуля и продолжительность (продолжительности) перелета орбитального модуля, оснащенного двигателем большой тяги, с орбиты станции (для первого обслуживаемого КА) или орбиты последнего обслуженного КА (для второго и каждого последующего КА) в окрестность очередного обслуживаемого КА, вектор (векторы) импульса скорости для перелета к каждому обслуживаемому КА при которых затраты характеристической скорости на перелет орбитального модуля минимальны. Данную задачу в дальнейшем будем называть **задачей оценки затрат** потребной характеристической скорости на перелеты орбитального модуля в окрестности целевых КА и возвращение на борт ОС.

Характерной чертой (и основной трудностью) решения всех указанных задач является некомпланарность орбит обслуживаемых КА, между собой и по отношению к орбитам ОС ККТО, по долготе восходящего узла (десятки градусов). Проектирование оптимального орбитального построения космического

комплекса для обслуживания таких КА представляется сложной технической задачей, решить которую «прямым» моделированием функционирования ККТО с перебором возможных вариантов орбитального построения не представляется возможным. В настоящей работе для решения этой задачи предложен иной подход, основанный не на прямом моделировании, а на синтезе рациональных (оптимальных) вариантов орбитального построения ККТО путем выявления и целенаправленного применения закономерностей изменения относительных отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА. Относительное изменение восходящих узлов орбит некоторой совокупности КА (представляемое графически в виде специальных линий такого изменения) будем называть **портретом отклонений долгот восходящих узлов**. Как показано в работе, такой «портрет» дает полезную информацию об имеющихся взаимных рассогласованиях орбит различных КА по долготе восходящего узла – по орбитальному параметру, коррекция которого относится к наиболее энергоемким видам маневров. Целенаправленный учет таких рассогласований позволяет, как показано в работе, найти эффективные по потребной величине характеристической скорости варианты переходов с одной орбиты на другую, что, в свою очередь, приводит к оптимальным решениям как задачи проектирования орбитального построения ККТО, так и задачи планирования обслуживания заданной совокупности КА.

Сущность предложенного методического подхода состоит в интеграции орбит станций ККТО в указанный портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит целевых КА таким образом, чтобы перелеты отделяемых от станций ОМ к обслуживаемым КА были наименее энергоемки с точки зрения коррекции восходящего узла их орбит. Планирование оптимальных перелетов ОМ по критерию минимума потребной характеристической скорости в этом случае сводится к проведению формальной процедуры учета относительного рассогласования долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА и орбит станций ККТО, на борту которых находятся отделяемые ОМ. Рассмотрим данную процедуру подробнее.

Портрет отклонений долготы восходящего узла орбиты некоторого f -го обслуживаемого КА можно описать с помощью функции относительного изменения $\Delta\Omega_f(t)$ долготы восходящего узла орбиты этого КА во времени t (далее в отдельных случаях будет удобнее рассматривать изменение не во времени, а в зависимости от числа совершаемых витков N) относительно долготы восходящего узла орбиты некоторого базового КА (в качестве которого может приниматься некоторый фиктивный КА со средним или другим «опорным» движением для заданной группировки КА) на заданном периоде обслуживания.

Математическая запись этой функции имеет вид:

$$\Delta\Omega_f = (\Omega_f - \Omega_0) + (\delta\dot{\Omega}_f - \delta\dot{\Omega}_0) \cdot t, \quad (1.8)$$

где Ω_f – долгота восходящего узла орбиты f -го КА в начальный момент времени;

Ω_0 – долгота восходящего узла базового КА в начальный момент времени;

$$\delta\dot{\Omega}_f = \frac{\delta\Omega_f}{T_f} = -\frac{\varepsilon \cos i_f}{a_f^3 \sqrt{\mu a_f}} \text{ – скорость прецессии } f\text{-го КА};$$

$\delta\Omega_f$ – изменение долготы восходящего узла f -го КА за один виток;

$\delta\dot{\Omega}_0$ – скорость прецессии орбиты базового КА;

T_f – период орбиты f -го КА.

Качественный вид портрета отклонений для группы обслуживаемых КА показан на рис. 1.1. Здесь можно выделить три имеющихся различных случая взаимного расположения прямых, соответствующих рассогласованию долгот восходящих узлов (реально эти зависимости не прямые линии, а лишь близкие к ним). В первом случае линии относительной эволюции долготы восходящего узла образуют семейство так называемых квазипараллельных прямых (см. верхнюю часть графика на рис. 1.1). В данном случае орбитальные плоскости устойчивы в своём относительном угловом движении. Во втором случае прямые имеют угловые

коэффициенты различного знака и различной абсолютной величины, что приводит к большому числу взаимных пересечений этих прямых (см. нижнюю часть графика на рис. 1.1). Такой вид портрета отклонений говорит нам об имеющейся относительной неустойчивости орбит по долготе восходящего узла. Комбинация указанных двух вариантов дает третий вариант портрета отклонений.

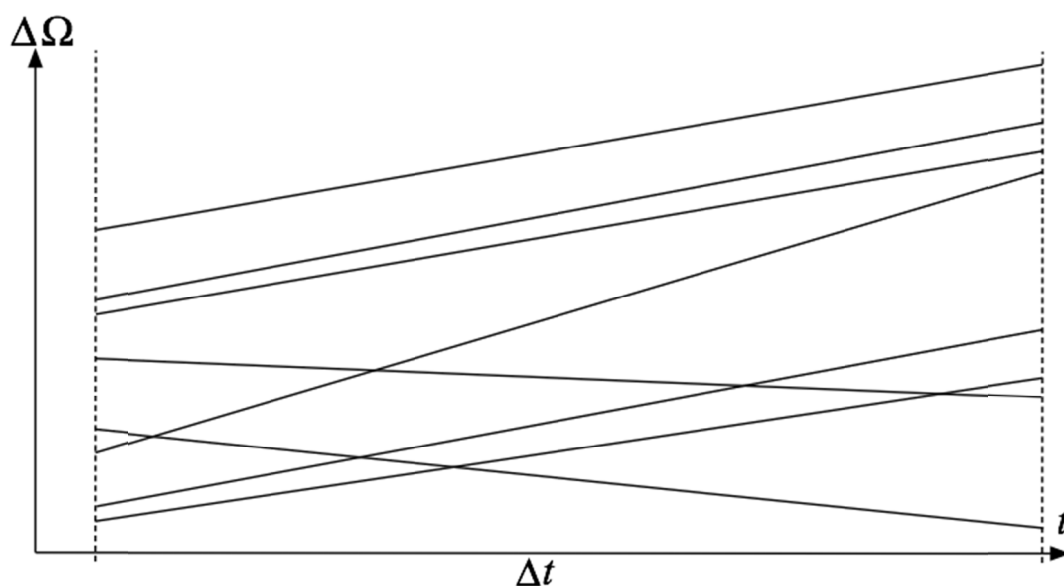


Рисунок 1.1 – Качественный вид портрета отклонений ДВУ орбит нескольких КА

Нетрудно видеть, что затраты орбитального модуля на перелет в окрестность обслуживаемого КА минимальны, если отклонение по долготе восходящего узла между его орбитой и орбитой обслуживаемого КА отсутствует. Для этого орбита станции, от которой отделяется орбитальный модуль, должна иметь отличие в величине большой полуоси, которая обеспечит необходимую разницу в эволюции долготы восходящего узла. Когда долготы восходящих узлов уравниваются перелет орбитального модуля наиболее экономичен. На портрете отклонений этому моменту времени соответствует момент пересечения линий изменения относительных долгот для обслуживаемого КА и орбитальной станции. Таким образом, выбирая высоту орбиты станции так, чтобы соответствующая ей линия изменения относительной долготы на периоде обслуживания пересекла линии изменения относительных долгот орбит всех обслуживаемым КА, мы имеем возможность обеспечить наиболее экономичное

обслуживание (облет) заданной совокупности целевых КА. Разница в угле наклона пересекающихся линий (прямых) пропорциональна разнице их больших полуосей и, следовательно, разнице в затратах характеристической скорости, необходимой для перелета на орбиту обслуживаемого КА. Отсюда видно, что линию относительного изменения долготы орбиты орбитальной станции необходимо выбирать так, чтобы она имела минимальный наклон к оси абсцисс и, следовательно, минимальный угол со всеми пересекаемыми прямыми. Для этого она должна начинаться в начале нижней прямой и заканчиваться в конце верхней линии на заданном периоде обслуживания (см. линию в красном цвете на рис. 1.2).

Потрет относительных отклонений долгот восходящих узлов дает, в частности, полезную информацию о потребном числе орбитальных станций ККТО для обслуживания заданной совокупности обслуживаемых КА. Для этого необходимо анализировать затраты характеристической скорости на перелет к объекту (фиктивному КА), которому соответствует линия изменения долгот с наибольшим углом наклона (что соответствует наибольшим потребным затратам характеристической скорости). Если эти затраты не превышают заданного максимально возможного запаса $\Delta V_{\text{зад}}$ характеристической скорости одного орбитального модуля, то можно далее планировать и другие перелеты данного орбитального модуля. Аналогично анализируя суммарные затраты характеристической скорости на борту всей орбитальной станции (как сумму запасов характеристической скорости имеющихся на борту станции орбитальных модулей) можно делать выводы о необходимости или отсутствии необходимости увеличения потребного числа станций для обслуживания заданной орбитальной группировки КА на требуемом периоде обслуживания.

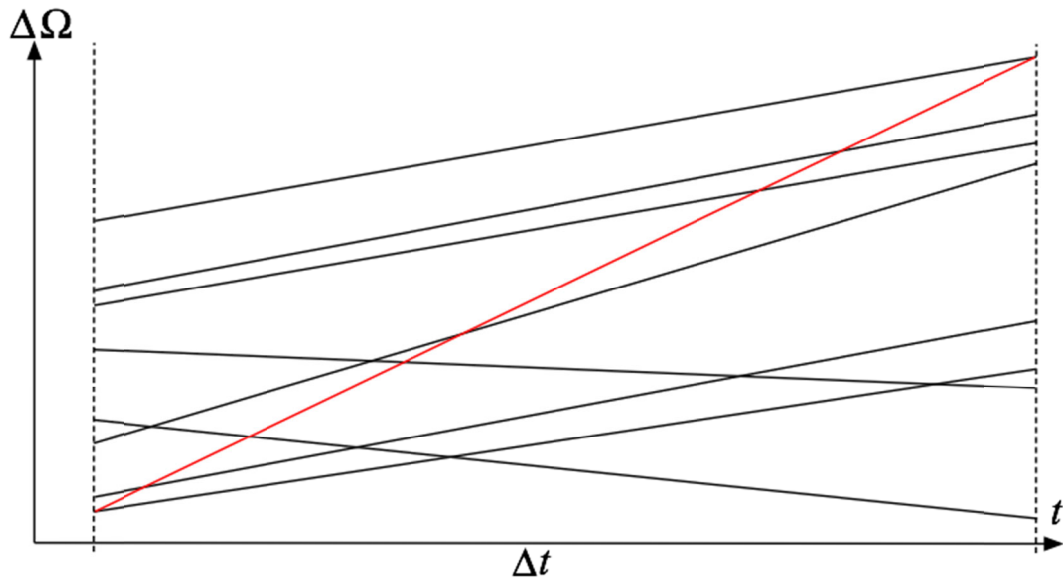


Рисунок 1.2 – Портрет отклонений ДВУ орбит обслуживаемых КА и орбиты одной станции ККТО (в красном цвете) в течение периода обслуживания

На основе анализа сформированного портрета относительных отклонений долгот восходящих узлов обслуживаемых КА и орбитальных станций ККТО может быть решена задача оптимального планирования обслуживания КА по критерию минимума суммарной характеристической скорости, в том числе и выбора оптимальной последовательности обслуживания нескольких КА одним орбитальным модулем в ходе его однократного вылета с борта орбитальной станции. Действительно линиям в черном цвете на рис. 1.1 и 1.2 могут соответствовать несколько (а не один) обслуживаемых КА, находящихся на одной высоте, но с разными значениями долгот восходящих узлов их орбит. С учетом этого можно планировать несколько вариантов перелета орбитального модуля: 1) он может вернуться на орбитальную станцию после обслуживания одного КА в момент пересечения соответствующих линий относительного изменения долгот; 2) орбитальный модуль обслуживает несколько КА, находящихся на одной высоте, но с разными долготами восходящих узлов; 3) орбитальный модуль обслуживает КА, находящиеся на разных высотах и в разных плоскостях по долготе восходящего узла, перелетая от одного КА к другому в моменты пересечения соответствующих линий относительного изменения долгот. Целенаправленное использование указанных типовых вариантов позволяет составить оптимальный план

обслуживания заданной совокупности КА по критерию минимума потребной суммарной характеристической скорости.

Описание разработанных на основе приведенного методического подхода теоретических положений и формализация процедур решения задачи проектирования орбитального построения ККТО и задачи планирования обслуживания целевых КА приводятся в следующей главе. В ней же разрабатываются и необходимые теоретические положения в части оптимального решения задачи оценки минимально потребной характеристической скорости отделяемых орбитальных модулей на перелет в окрестности обслуживаемых КА.

Выводы по разделу 1

1. На основе анализа мирового и отечественного опыта эксплуатации космических средств показано, что ведущие космические державы фактически уже приступили к проведению исследований в области разработки технологий орбитального обслуживания КА (переход к «обслуживаемому космосу»). При этом одной из ключевых задач в этом направлении является задача проектирования орбитального построения перспективной космической системы, обеспечивающей орбитальное обслуживание группировок КА на некомпланарных орбитах, имеющих значительные отличия по долготе восходящего узла орбит.

2. Сформулирована постановка задачи выбора орбитального построения перспективного космического комплекса технического обслуживания группировок целевых КА по критерию минимума потребного числа орбитальных станций для обслуживания заданной группировки целевых КА. Показано, что данная задача не сводится к определению только параметров орбит ОС в составе ККТО, но также включает определение значений других параметров ККТО – потребного числа ОМ на борту каждой ОС и величины суммарной характеристической скорости на борту всех ОМ космического комплекса, необходимой для обслуживания заданной группировки целевых КА.

3. Предложен методический подход к решению сформулированной задачи выбора орбитального построения ККТО на основе ее декомпозиции на частные

задачи проектирования орбит станций в составе ККТО, планирования обслуживания целевых КА с помощью отделяемых от ОС орбитальных модулей и расчета маневров перевода ОМ с орбит ОС в окрестности требуемых обслуживаемых КА с учетом их возвращения на борт ОС, а также выявления закономерностей относительного изменения отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА и их целенаправленного применения для решения указанных задач.

2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ ВЫБОРА ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

В данной главе представлены основные теоретические положения разработанной методики выбора орбитального построения ККТО, получены решения задач проектирования ККТО и планирования обслуживания группировки целевых КА на основе использования предложенного в предыдущей главе методического подхода. Обоснована математическая модель функционирования ККТО, разработаны необходимые методические и алгоритмические инструменты для оптимизации маневров перевода отделяемых от орбитальных станций модулей в окрестности обслуживаемых КА с помощью двигателей большой и малой тяги.

2.1. Проектирование орбитального построения космического комплекса технического обслуживания

В соответствии с условиями задачи проектирования орбитального построения ККТО необходимо определить минимальное число ОС, необходимое для обслуживания заданной группировки целевых КА, а также выбрать параметры орбит ОС. В соответствии с методическим подходом, изложенным в подразделе 1.3, для решения задачи используется понятие портрета отклонений долгот восходящих узлов, на котором каждому обслуживаемому КА соответствует прямая линия $\Delta\Omega_f(t)$. Эта прямая линия отражает отклонение долготы восходящего узла орбиты рассматриваемого КА от долготы восходящего узла орбиты некоторого «базового» КА на заданном промежутке времени Δt . Данный портрет строится в два этапа. На первом этапе за базовый принимается КА, большая полуось и долгота восходящего узла орбиты которого являются средними значениями соответствующих элементов всех обслуживаемых КА. Пример такого портрета изображен на рис. 2.1. Необходимо отметить, что если несколько целевых КА находятся на одной рабочей орбите, то соответствующие им линии практически

сливаются. Данный факт имеет место для существующих спутниковых систем, выполняющих одну и ту же целевую задачу.

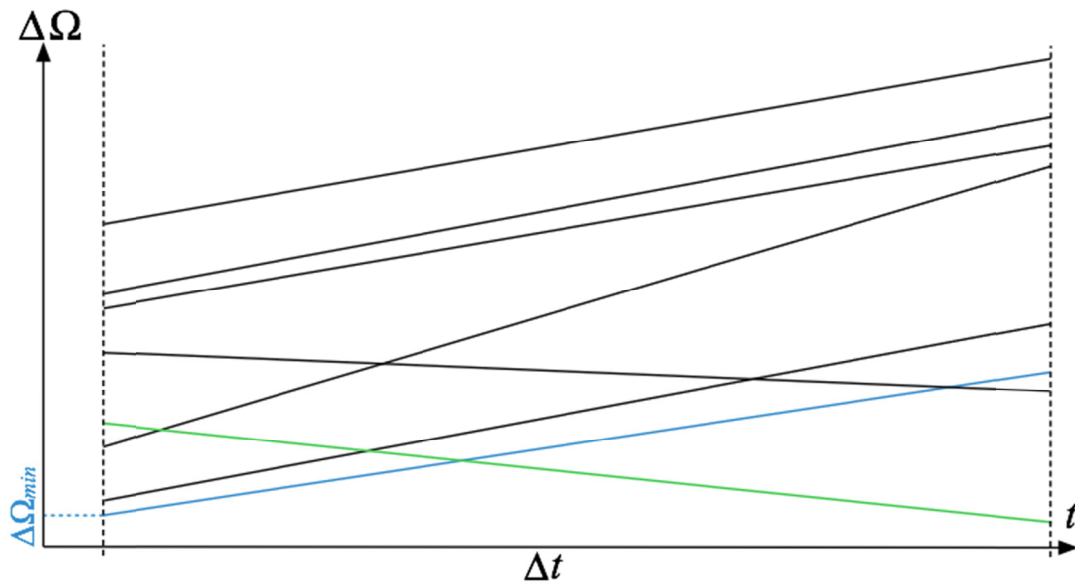


Рисунок 2.1 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА в отклонении от ДВУ орбиты среднего базового целевого КА

Если рассматриваемые целевые КА расположены на значительно отличающихся орбитах по высоте, то линии будут направлены как вверх, так и вниз на исследуемом промежутке времени. В этом случае, на втором этапе осуществляется построение уточненного портрета отклонений по следующему алгоритму. В качестве основного базового КА выбирается КА, у которого большая полуось соответствует аналогичным элементам орбиты одного из обслуживающих КА. Такому целевому КА соответствует линия, имеющая самый значительный отрицательный угловой коэффициент (зеленая линия на рис. 2.1). Одновременно значение долготы восходящего узла орбиты базового целевого КА соответствует долготе восходящего узла того целевого КА, у которого она является минимальной на портрете отклонений. Линия такого целевого КА окрашена в синий цвет на рис. 2.1. Таким образом, необходимый портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА приобретает вид, представленный на рис. 2.2.

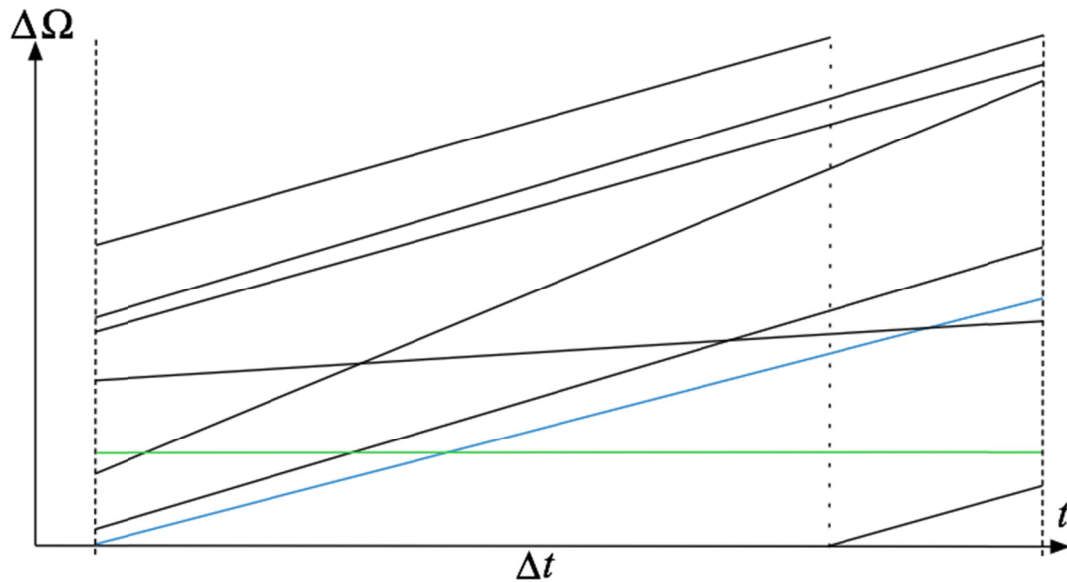


Рисунок 2.2 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА в отклонении от ДВУ орбиты основного базового целевого КА

Выберем такую орбиту станции, чтобы можно было обслужить все целевые КА, а затраты на перелеты орбитальных модулей в окрестности целевых КА были бы минимальны. Затраты суммарной характеристической скорости орбитальных модулей на перелеты минимальны, если совпадает долгота восходящего узла орбиты станции и орбит целевых КА. На портрете отклонений совмещению линии узлов орбит соответствует момент пересечения линий обслуживаемых КА и орбитальной станции. Таким образом, необходимо выбрать такую высоту орбиты станции, чтобы соответствующая данной орбите прямая на интервале времени обслуживания пересекла все линии, соответствующие обслуживаемым КА.

Разница в угле наклона пересекающихся прямых пропорциональна разнице их больших полуосей и, следовательно, разнице в затратах суммарной характеристической скорости, необходимых для перелета на орбиту обслуживаемого КА. Таким образом, прямая соответствующая орбитальной станции должна иметь минимальный наклон к линии, соответствующей линии основного базового целевого КА, что обеспечивает минимальный угол со всеми пересекаемыми прямыми. Для этого на промежутке времени Δt она должна начинаться в начале нижней, а заканчиваться в конце верхней линии,

соответствующей эволюции орбиты целевого КА (рис. 2.3). В результате мы можем определить оптимальное положение линии соответствующей орбитальной станции и, следовательно, элементы оптимальной орбиты станции, обеспечивающей минимальные затраты суммарной характеристической скорости на перелеты ко всем обслуживаемым КА.

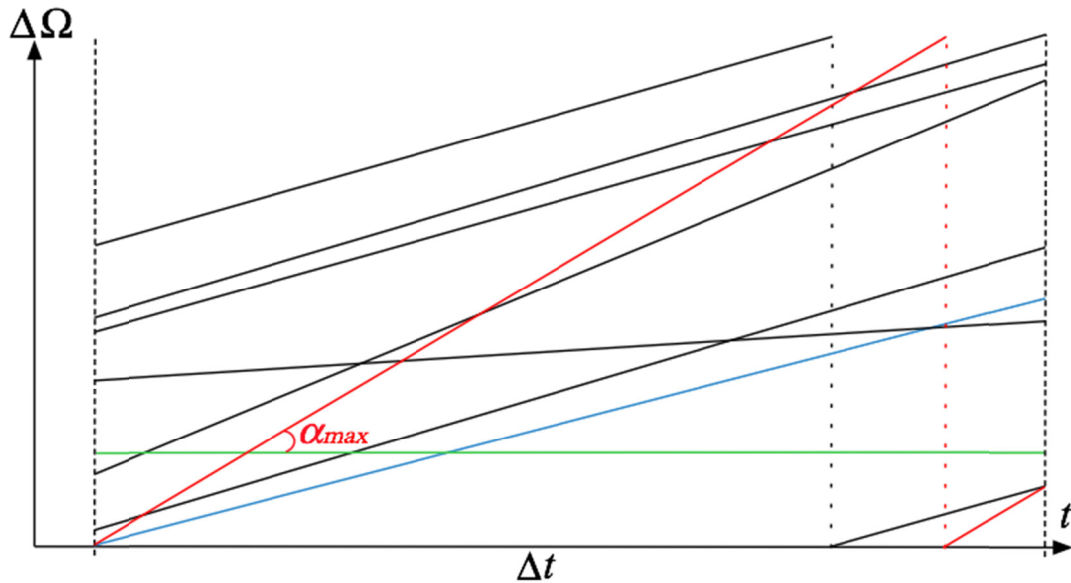


Рисунок 2.3 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА и ОС в отклонении от ДВУ орбиты основного базового целевого КА

На рис. 2.3 угол α_{max} соответствует максимально возможному отклонению больших полуосей орбитальной станции и целевых КА, при котором затраты суммарной характеристической скорости орбитального модуля на перелет будут максимальными $\Delta V_{kj\max}$. Если затраты $\Delta V_{kj\max}$ не превышают заданной величины $\Delta V_{зад}$ по условию (1.6), то и для других орбитальных модулей это условие выполнено. Максимальные суммарные затраты характеристической скорости всех модулей одной орбитальной станции могут быть определены как $\Delta V_{j\max} = K\Delta V_{kj\max}$. Одновременно, по условию (1.3) количество модулей на одной станции ограничено, а, следовательно, и ограничены затраты суммарной характеристической скорости всей орбитальной станции. Эти затраты могут быть заданы конструктивными особенностями орбитальной станции. В частном случае

максимальные затраты одной орбитальной станции могут быть определены по формуле

$$\Delta V_{\text{зад ст}} = M_{\text{max}} \cdot \Delta V_{\text{зад}},$$

причем они не должны быть меньше максимальных затрат суммарной характеристической скорости для обслуживания заданного количества K целевых КА:

$$\Delta V_{j\text{max}} \leq \Delta V_{\text{зад ст}}. \quad (2.1)$$

Если $\Delta V_{\text{зад ст}} \leq K \Delta V_{\text{зад}}$, то условие (2.1) выполняется. В противном случае последовательно вычисляется сумма разниц $\Delta V_{\text{зад}} - \Delta V_{kj}$ для каждого орбитального модуля до тех пор, пока она не превысит значение $\Delta V_{\text{зад ст}} - K \Delta V_{\text{зад}}$ и не будет выполнено условие (2.1).

В случае если хотя бы одно из условий (1.6) или (2.1) не выполняется, то необходимо увеличить число станций. Максимальное потребное (оценка «сверху») число орбитальных станций S_{max} можно определить по следующей формуле:

$$S_{\text{max}} = \text{int} \left(K \frac{\Delta V_{\text{зад}}}{\Delta V_{\text{зад ст}}} \right) + 1.$$

При этом, если на каждый перелет необходимы максимальные затраты суммарной характеристической скорости $\Delta V_{kj\text{max}} = \Delta V_{\text{зад}}$, то одна станция будет способна обслужить ограниченное число $L < K$ целевых КА, определяемое по формуле:

$$L = \text{int} \left(\frac{\Delta V_{\text{зад ст}}}{\Delta V_{\text{зад}}} \right).$$

Проводя соответствующую орбитальной станции линию в конец линии L -го целевого КА, тем самым можно определить элементы орбиты первой станции S_1 (рис. 2.4). Фактические затраты суммарной характеристической скорости орбитальных модулей на перелеты могут быть получены следующим образом. Если $\Delta V_{\text{зад ст}} > L\Delta V_{\text{зад}}$, то добавляется дополнительный целевой КА $L+1$ до тех пор, пока не выполнится условие $\Delta V_{\text{зад ст}} \leq (L+1)\Delta V_{\text{зад}}$.

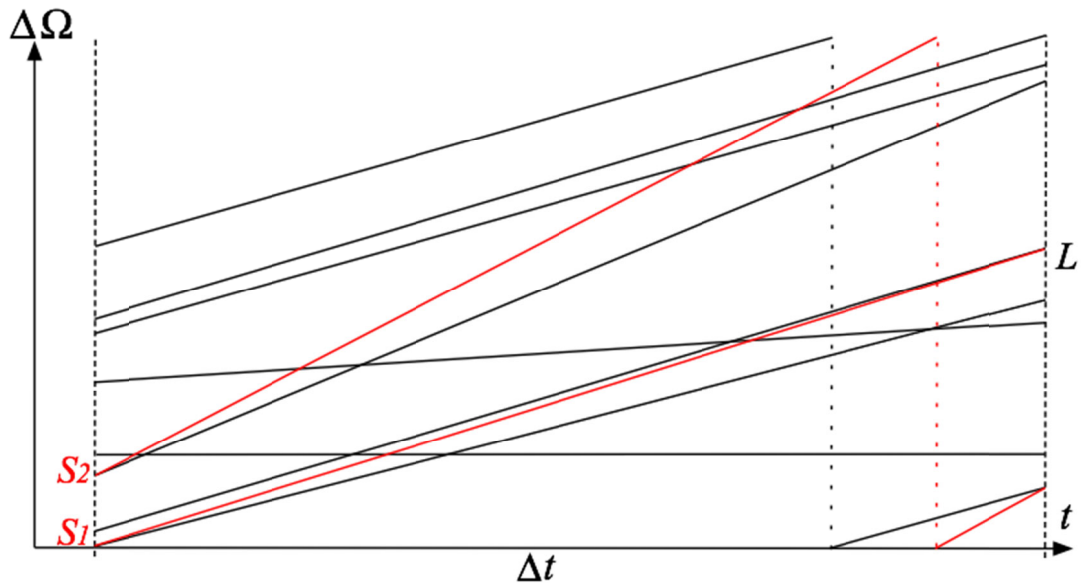


Рисунок 2.4 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА и двух ОС в отклонении от ДВУ орбиты основного базового целевого КА

Долгота восходящего узла и значение большой полуоси орбиты следующей станции S_2 определяются соответственно по начальному положению линии следующего целевого КА, пересечение с которой не обеспечивает линия S_1 , и по конечному положению самой верхней линии целевого КА.

2.2. Планирование обслуживания группировки целевых КА

Решение задачи планирования, когда известны не только параметры орбит целевых КА, но и параметры одной или нескольких орбитальных станций, также может быть получено на основе использования общих свойств портрета отклонений долгот восходящих узлов, описанных в подразделе 1.3 [82].

Рассмотрим портреты отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживающих и обслуживаемых КА для двух случаев взаимного расположения линий. На рис. 2.5 показан пример квазипараллельных линий относительной эволюции относительных отклонений долгот, а на рис. 2.6 – пример, когда такие линии пересекаются. На обоих рисунках орбитальным станциям соответствуют сплошные линии, а целевым КА – пунктирные.

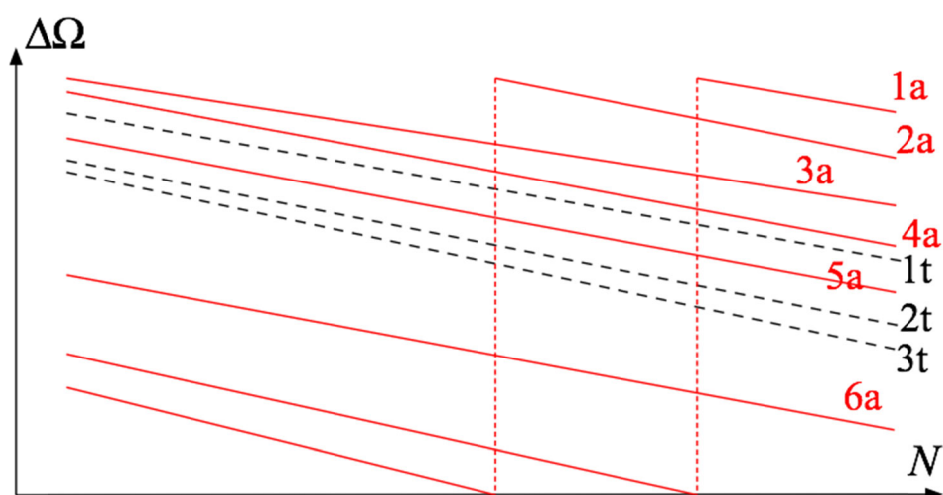


Рисунок 2.5 – Отклонениям долгот восходящих узлов соответствуют квазипараллельные линии.

Квазипараллельность линий на портрете отклонений долгот восходящих узлов на рис. 2.5 означает, что орбитальные плоскости объектов обеих групп устойчивы в своём относительном угловом движении. Оптимальной стратегии соответствует вариант, когда каждая орбитальная станция обслуживает целевой КА, которому соответствует линия ближайшая к линии данной орбитальной станции (различия в долготе восходящего узла минимальны). Так, например, на рис. 2.5 орбитальная станция, которой соответствует линия 4a (сплошная линия), должна обслужить целевой КА, которому соответствует линия 1t (пунктирная

линия), а орбитальная станция, которой соответствует линия $5a$, обслуживает КА, которому соответствует линия $2t$. Если с противоположной стороны от линии целевого КА ближайшей к ней является еще одна линия, соответствующая другому КА (линия $3t$), то обслуживание следующего КА может совершить тот же орбитальный модуль (располагающийся на орбитальной станции, которой соответствует линия $5a$). Однако необходимо проверить, нет ли далее с этой стороны линии, соответствующий другой орбитальной станции (линия $6a$), и сравнить какой перелет требует меньших затрат суммарной характеристической скорости. Надо также учитывать, что перелет в сторону естественной прецессии требует меньших затрат суммарной характеристической скорости. Необходимо контролировать и время перелетов при обслуживании двух КА одним орбитальным модулем, чтобы оно не превышало заданную продолжительность обслуживания.

Каждый из таких перелетов требует формирования орбиты ожидания, которая обеспечивает необходимую эволюцию долготы восходящего узла. Поскольку затраты суммарной характеристической скорости уменьшаются с увеличением времени перелета, целесообразно полностью использовать время, заданное для обслуживания требуемого КА.

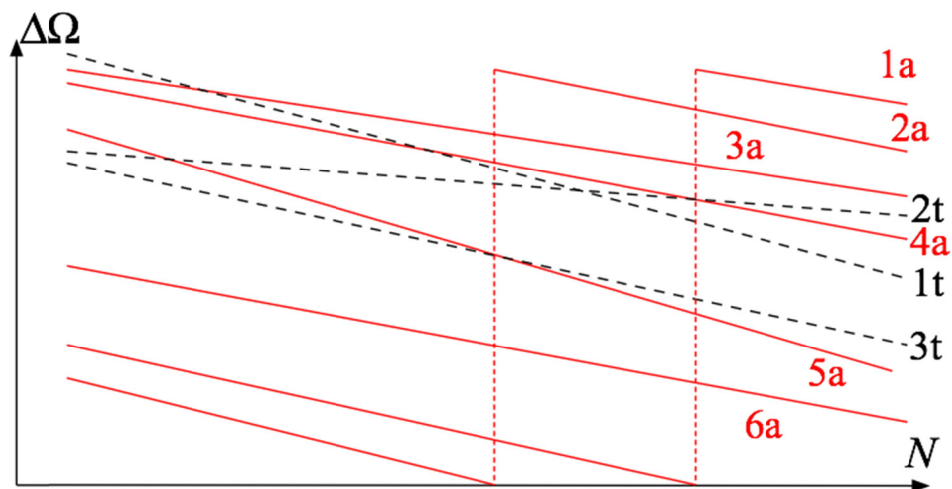


Рисунок 2.6 – Отклонениям долгот восходящих узлов соответствуют пересекающиеся линии.

При пересечении пунктирных и сплошных линий возникает возможность отказаться от дорогостоящего формирования орбиты ожидания (фазирования). В

примере, отраженном на рис. 2.6, в момент пересечения линий $3a$ и $1t$ осуществляется перелет в окрестность первого целевого КА. Далее, находясь на орбите этого КА (линия $1t$), он ожидает момента пересечения линии, соответствующей текущему КА, с линией, соответствующей следующему целевому КА (линия $2t$). Перелеты совершаются в момент совпадения долготы восходящего узла орбит, поэтому для вывода орбитального модуля в окрестность целевого КА достаточно двух импульсов скорости. Число используемых импульсов скорости уменьшается вдвое, поэтому необходимость формирования орбиты ожидания отсутствует. Вследствие большого количества пересечений прямых $\Delta\Omega(t)$ могут быть найдены несколько цепочек из таких перелетов. Основная задача заключается в том, чтобы данные перелеты уложились в отведенное на обслуживание время Δt . Чтобы ускорить процесс обслуживания можно перейти к первому варианту. Необходимо также учесть, что на орбитальной станции имеется не один, а несколько орбитальных модулей. Этому случаю соответствуют несколько совпадающих в начальный момент времени сплошных прямых.

При решении задачи планирования характерны две схемы перелетов орбитальных модулей, отделившихся от орбитальных станций, в окрестности целевых КА: с использованием компланарных и некомпланарных маневров. Компланарные маневры применяются в моменты, когда плоскости орбит орбитальных модулей и целевых КА совпадают (линии пересекаются). Некомпланарные маневры имеют место в случаях, когда линии относительной эволюции долгот восходящих узлов орбит орбитальных модулей и целевых КА квазипараллельны, но имеют сравнительно небольшие отклонения по долготе восходящего узла.

На рис. 2.7а изображена некомпланарная схема перелета орбитального модуля от линии, соответствующей его орбите (линия $5a$), к первому целевому КА (линия $2t$) и следующему целевому КА (линия $3t$). Каждой стрелке соответствуют два маневра. Для каждого маневра необходимы четыре импульса скорости: два в начале и два в конце перелета.

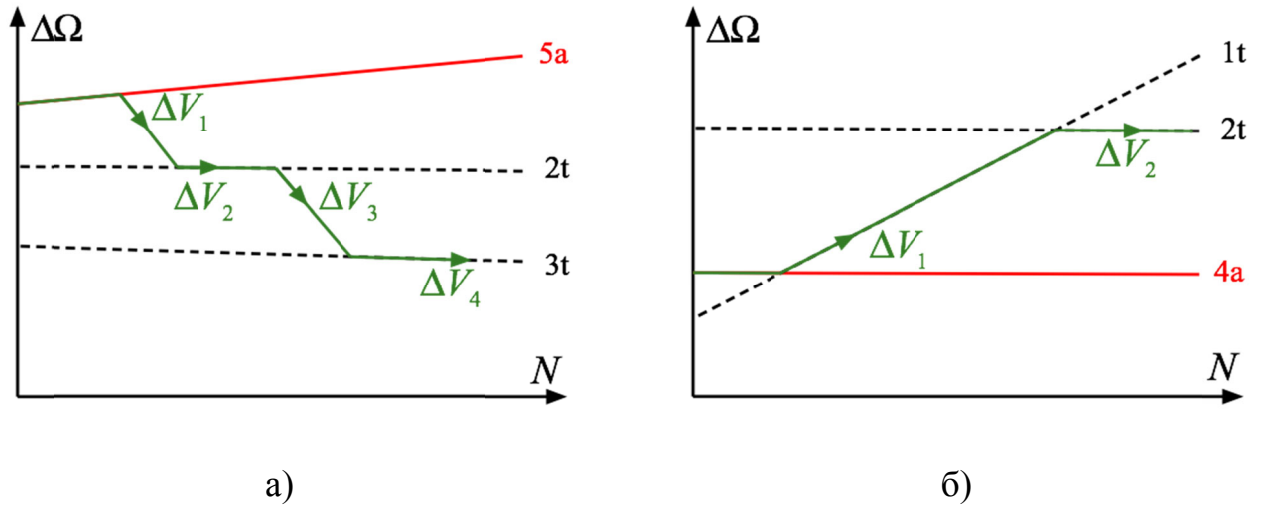


Рисунок 2.7 – Схемы перелетов

Многочисленные пересечения прямых $\Delta\Omega(t)$ на портрете отклонений долгот восходящих узлов могут быть использованы для формирования второго компланарного подхода к составлению плана облёта целевых КА. Орбитальный модуль переходит с орбиты орбитальной станции (рис. 2.7б, линия 4а) на орбиту первого целевого КА (рис. 2.7б, линия 1t) в момент пересечения соответствующих прямых, что означает совпадение плоскостей орбит по долготе восходящего узла. Затем, находясь на орбите первого целевого КА, орбитальный модуль «ожидает», когда совпадет долгота восходящего узла этой орбиты и орбиты следующего целевого КА (рис. 2.7б, пересечение линии 1t и линии 2t). В этот момент осуществляется перелет в окрестность следующего КА.

Так как третий случай взаимного расположения прямых $\Delta\Omega(t)$ представляет собой комбинацию первых двух вариантов, то расчета маневров обслуживания в этом варианте является комбинацией первых двух. При этом сначала анализируются более экономичные решения, соответствующие пересекающимся линиям (рис. 2.7б), а затем, когда остаются только квазипараллельные линии, рассматриваются перелеты по схеме из рис. 2.7а.

Таким образом, алгоритмы, описанные в подразделах 2.1 и 2.2, позволяют получать оптимальные решения задачи проектирования орбитального построения ККТО и задачи планирования обслуживания заданной группировки целевых КА. Для создания их программно-алгоритмической реализации требуется иметь

решения задачи оценки затрат характеристической скорости на выполнение маневров обслуживания целевых КА. Такие решения даются в следующих подразделах настоящего раздела.

2.3. Оценка затрат потребной характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей большой тяги

Решение задачи проектирования орбитального построения и планирования обслуживания целевых КА, представленное в подразделах 2.1 и 2.2 предполагает проведение оценок затрат потребной характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестности обслуживаемых КА с учетом его возвращения на орбитальную станцию. Вместе с тем, такие решения в «готовом» виде в настоящее время отсутствуют. Часть из них могут быть получены с использованием известных формульных схем, но в ряде случаев для этого необходимо решить ряд новых, дополнительных вопросов. В настоящем подразделе излагается решение данной задачи для случая оснащения ОМ двигателями большой тяги.

Далее выводятся уравнения движения орбитального модуля при переводе его в окрестность целевого КА, приводятся численно-аналитические алгоритмы расчета затрат характеристической скорости на необходимые изменения аргумента широты орбитального модуля и долготы восходящего узла его орбиты. Важно отметить, что приведенные зависимости учитывают существенную некомпланарность исходной орбиты модуля и орбиты целевого КА, что является характерной особенностью рассматриваемой модели схемы функционирования перспективного космического комплекса технического обслуживания.

Для рассматриваемых околокруговых орбит, после интегрирования линеаризованных уравнений движения КА [83], условия, при которых орбитальный модуль выйдет в конечную точку орбиты обслуживаемого КА можно представить в следующем безразмерном виде [40, 84, 85]:

$$\sum_{i=1}^N (\Delta V_{ri} \sin \varphi_i + 2\Delta V_{ti} \cos \varphi_i) = \Delta e_x; \quad (2.2)$$

$$\sum_{i=1}^N (-\Delta V_{ri} \cos \varphi_i + 2\Delta V_{ti} \sin \varphi_i) = \Delta e_y; \quad (2.3)$$

$$\sum_{i=1}^N 2\Delta V_{ti} = \Delta a; \quad (2.4)$$

$$\sum_{i=1}^N (2\Delta V_{ri} (1 - \cos \varphi_i) + \Delta V_{ti} (-3\varphi_i + 4 \sin \varphi_i)) = \Delta t; \quad (2.5)$$

$$\sum_{i=1}^N (-\Delta V_{zi} \sin \varphi_i) = \Delta z; \quad (2.6)$$

$$\sum_{i=1}^N \Delta V_{zi} \cos \varphi_i = \Delta V_z; \quad (2.7)$$

где $\Delta e_x = e_\kappa \cos \omega_\kappa - e_H \cos \omega_H$,

$\Delta e_y = e_\kappa \sin \omega_\kappa - e_H \sin \omega_H$,

$\Delta a = \frac{a_\kappa - a_H}{r_0}$,

$\Delta t = \lambda_0 (t_\kappa - t_H)$, $\Delta z = \frac{z_0}{r_0}$, $\Delta V_z = \frac{V_{z0}}{V_0}$, $\Delta V_{ri} = \frac{V_{ri}^*}{V_0}$, $\Delta V_{ti} = \frac{V_{ti}^*}{V_0}$, $\Delta V_{zi} = \frac{V_{zi}^*}{V_0}$,

e_κ, e_H – эксцентриситеты орбит ОМ и обслуживаемого КА,

a_κ, a_H – большие полуоси орбит ОМ и обслуживаемого КА,

ω_κ, ω_H – углы между направлением на перицентр орбиты ОМ и направлением на конечную точку на орбите обслуживаемого КА,

t_κ – время прилета в конечную точку на орбите обслуживаемого КА,

t_H – время, в течение которого при движении по орбите ОМ проекция радиус-вектора в плоскости орбиты обслуживаемого КА ложится на луч, проходящий через конечную точку,

z_0 – отклонение ОМ на орбите от плоскости орбиты обслуживаемого КА в момент времени t_H ,

V_{z0} – относительная боковая скорость в момент t_n ,

V_0, λ_0 – орбитальная и угловая скорости движения по средней орбите с радиусом r_0 ($r_0 = a_k$),

N – количество импульсов скорости,

$V_{ri}^*, V_{ti}^*, V_{zi}^*$ – составляющие i -го импульса скорости по радиальному, трансверсальному и боковому направлениям,

φ_i – угол приложения i -го импульса скорости, откладываемый от линии, направленной на конечную точку по ходу движения обслуживаемого КА.

Важно отметить, что в левой части уравнения (2.6) стоит знак минус. Это объясняется тем, что в конечной точке было принято $\varphi_n = 0$.

Интервалы маневрирования F_1, \dots, F_N , на которых можно прикладывать импульсы скорости, обычно задаются номером витка и аргументом широты начала и конца интервала. Имеется следующее ограничение на углы приложения импульсов скорости:

$$\varphi_1 \in F_1, \dots, \varphi_N \in F_N, \quad (2.8)$$

где F_1, \dots, F_N – заданные интервалы маневрирования.

Таким образом, при ограничениях (2.2)-(2.7), (2.8) необходимо определить $\Delta V_{ri}, \Delta V_{ti}, \Delta V_{zi}$ ($i = 1, \dots, N$), при которых суммарная характеристическая скорость маневров ΔV минимальна:

$$\Delta V = \sum_{i=1}^N \Delta V_i = \sum_{i=1}^N \sqrt{\Delta V_{ri}^2 + \Delta V_{ti}^2 + \Delta V_{zi}^2}.$$

Уравнения (2.2)-(2.7) обеспечивают хорошую точность для задач встречи короткой (несколько витков) и средней (несколько десятков витков) продолжительности. Для задачи встречи большой продолжительности необходимо дополнительно учитывать влияние сжатия Земли.

Представляют интерес две частные, но важные задачи, которые часто встречаются при перелётах между орбитами с целью обслуживания.

В первом случае целевой КА и орбитальный модуль располагаются на одной и той же орбите, но их положение отличается по аргументу широты. Во втором случае необходимо обслужить КА, орбита которого имеет те же геометрические характеристики, но отличается по долготе восходящего узла. Рассмотрим различные варианты перевода спутника в новую позицию, чтобы выбрать оптимальную схему маневрирования, исходя из двух противоречивых критериев: времени перелета в необходимую точку на орбите, которое желательно уменьшить, и минимизации затрат суммарной характеристической скорости, которые растут с уменьшением времени перелета.

2.3.1. Изменение аргумента широты орбитального модуля

Рассмотрим перелет КА в другую точку на той же орбите, отстоящую на угол Δu от начальной точки ($|\Delta u| \leq 180^\circ$, $\Delta u > 0$, если новая точка расположена впереди начальной). В дальнейшем, угол Δu будет измеряться в долях витка, при этом $\Delta u \leq 0,5$.

Предполагается, что перелет осуществляется за N витков. Число витков перелета выбирается таким образом, чтобы спутнику не приходилось значительно удаляться от исходной орбиты. Вариант существенного ухода от исходной орбиты и быстрого возвращения на нее рассмотрен в работах Г.Г. Райкунова [42, 71, 72], однако в этих работах не учтено влияние сжатия Земли, и, следовательно, уход из рабочей плоскости во время движения по переходной орбите.

Используя (2.5), можно оценить значение трансверсальной составляющей импульса скорости, необходимой для требуемой корректировки периода орбиты:

$$\Delta V_t \approx \frac{\Delta u}{2N} V_0, \quad (2.9)$$

где $V_o = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$ – скорость кругового движения КА по орбите с радиусом r_0 . Время приложения импульса скорости на витке может быть произвольным.

На последнем витке в апоцентре (при $\Delta u > 0$) или перигентре (при $\Delta u < 0$) прилагается аналогичный по величине, но с противоположным знаком импульс скорости с целью вернуться на круговую орбиту. В итоге суммарные затраты характеристической скорости будут определяться по следующей формуле:

$$\Delta V \approx \frac{2|\Delta u|}{3N} V_o. \quad (2.10)$$

В течение небольшого времени перелета ОМ в заданную точку орбиты обслуживаемого КА затраты суммарной характеристической скорости достаточно велики, и для их снижения необходимо увеличивать число витков перелета N .

Чтобы перелететь в новую точку, неизбежно изменение большой полуоси орбиты, а, следовательно, возникает отклонение в долготе восходящего узла $\Delta\Omega$ орбит ОМ и целевого КА по причине разной относительной эволюции орбит ОМ и целевого КА вследствие нецентрального гравитационного поля. Выражение для возникающего отклонения в долготе восходящего узла имеет вид [40]:

$$\Delta\Omega = \frac{4}{3} \delta\Omega \Delta u, \quad (2.11)$$

где $\delta\Omega$ – изменение долготы восходящего узла орбиты за один виток, вычисляемое по известной формуле:

$$\delta\Omega = -\frac{2\pi\varepsilon}{\mu p^2} \cos i.$$

Для того чтобы эффективно компенсировать имеющееся в задаче отклонение по долготе восходящего узла и не создавать отклонения по

наклонению, импульс скорости необходимо прилагать в максимально удаленных от экватора точках ($u = 90^\circ$ или $u = 270^\circ$ апексе и вертексе орбиты). Величина боковой составляющей импульса скорости определяется по формуле [86]:

$$\Delta V_{z\Omega} \approx \frac{\sin i}{\sin u} \Delta \Omega V_0 = \frac{4}{3} \frac{\sin i}{\cos u} \delta \Omega \Delta u V_0. \quad (2.12)$$

Предположим, что перелет в новое положение начинается в апексе орбиты и заканчивается через N витков тоже в апексе, т.е. используется двухимпульсный перелет. Разделим найденную боковую составляющую на две равные части между этими импульсами скорости, тогда для суммарной характеристической скорости всего маневра получаем выражение [86]:

$$\Delta V = 2 \sqrt{\Delta V_i^2 \left(\frac{1}{2} \Delta V_{z\Omega} \right)^2} = \frac{2}{3} |\Delta u| V_0 \sqrt{\frac{1}{N^2} + 4 \delta \Omega^2 \sin^2 i}. \quad (2.13)$$

При больших N , когда величина $\frac{1}{N}$ становится меньше $\delta \Omega \sin i$ затраты на коррекцию возникающего угла между плоскостями орбит превышают затраты на вызвавшую их коррекцию положения вдоль орбиты.

Существует ещё одна возможность для устранения возникающего отклонения по долготе восходящего узла, это использование отличия в эволюции орбит, имеющих разное наклонение. Если орбита ожидания имеет другое наклонение, то его влияние на долготу восходящего узла может скомпенсировать влияние изменения большой полуоси.

Для изменения наклонения импульс скорости оптимально прикладывать на экваторе в восходящем или нисходящем узле. Если импульс скорости прикладывается в восходящем узле орбиты, величина его боковой составляющей определяется по формуле:

$$\Delta V_{zi} = -\frac{4\Delta u}{2N\operatorname{tgi}}V_0. \quad (2.14)$$

Формула (2.14) справедлива для восходящего узла, в нисходящем узле знак изменится на противоположный.

Учитывая, что в конце перелета необходимо вернуться к первоначальному наклонению, выражение для полных затрат суммарной характеристической скорости будет иметь вид [87]:

$$\Delta V = 2\sqrt{\Delta V_t^2 + \Delta V_{zi}^2} = \frac{2|\Delta u|}{3N}V_0\sqrt{1 + \frac{16}{\operatorname{tg}^2 i}}. \quad (2.15)$$

Если наклонение орбиты такое, что $\operatorname{tgi} < 4$, то независимо от величины N , затраты на коррекцию возникающего отклонения положения плоскостей орбит будут больше, чем затраты на вызвавшую их коррекцию положения КА вдоль орбиты.

Оптимальной является комбинация обоих методов, когда импульсы скорости прикладываются в некоторой промежуточной точке витка u_0 . Значение этого угла определяется по формуле [86]:

$$u_0 = \operatorname{arctg} \frac{2}{Nk \sin i}. \quad (2.16)$$

Оптимальное значение боковой составляющей импульса скорости определяется по формуле:

$$\Delta V_z = \frac{4\delta\Omega\Delta u}{3\sqrt{N^2(\delta\Omega\operatorname{tgi})^2 + \frac{4}{\sin^2 i}}}V_0. \quad (2.17)$$

Учитывая, что в конце перелета прикладываются такие же по величине боковые составляющие, выражение для полных затрат суммарной характеристической скорости будет иметь вид [88]:

$$\Delta V = 2\sqrt{\Delta V_t^2 + \Delta V_z^2} = \frac{2}{3}|\Delta u|V_0\sqrt{\frac{1}{N^2} + \frac{4\delta\Omega^2 \sin^2 i}{N^2\delta\Omega^2 \sin^4 i + 4\cos^2 i}}. \quad (2.18)$$

2.3.2. Изменение долготы восходящего узла орбиты модуля

Рассмотрим случай, когда требуется провести техническое обслуживание КА на орбите, являющейся некомпланарной по долготе восходящего узла по отношению к исходной орбите орбитального модуля. На практике такая «некомпланарность» может достигать десяти и более градусов по долготе. Традиционные методы «прямой» коррекции долготы восходящего узла связаны с большими энергозатратами (большими затратами потребной характеристической скорости). Для снижения этих затрат ниже предлагается целенаправленно использовать влияние нецентральности гравитационного поля.

При движении ОМ и целевых КА по орбитам с разными высотами возникающее отклонение по долготе восходящего узла между орбитами ОМ и КА может в значительной мере компенсировать первоначальное отклонение долготы восходящего узла и значительно сократить затраты потребной суммарной характеристической скорости на проведение маневра перевода ОМ в окрестность КА. Рассмотрим, каким образом может быть рассчитан такой маневр, когда разница в числе витков ОМ и КА составляет несколько витков (обозначим эту разницу в витках буквой n).

Предположим, что орбита целевого КА, на которую необходимо перевести ОМ, имеет меньшее значение долготы восходящего узла, чем орбита, на которой ОМ первоначально находится ($\Delta\Omega < 0$). Приложив в начале перелета отрицательный трансверсальный импульс скорости, можно получить двойной эффект. Во-первых, за счет уменьшения фокального параметра увеличивается

$|\delta\Omega|$ орбиты ожидания, и тем самым на каждом витке полета будет уменьшаться разница в долготе восходящего узла. Во-вторых, при достаточно длительном перелете ОМ успеет пролететь на n витков больше, чем целевой КА по своей орбите, что дополнительно позволит существенно уменьшить отклонение в долготе восходящего узла. Здесь Δu будем считать положительной величиной, изменяющейся не в диапазоне $[-0.5, 0.5]$ (как в разделе 2.3.1), а в диапазоне $[0, 1]$.

Оптимальный угол приложения боковой составляющей определяется по формуле [74]

$$u_0 = \operatorname{arctg} \frac{2}{(N+n)\delta\Omega \operatorname{tg} i \sin i}. \quad (2.19)$$

Выражение (2.19) практически совпадает с аналогичным выражением (2.16) для случая перевода спутника в новую точку на той же орбите.

Предполагая, что импульс скорости прикладывается в оптимальной для поворота плоскости точке u_0 , из уравнения

$$\sqrt{(N+n)^2 \delta\Omega^2 \operatorname{tg}^2 i - \frac{4}{\sin^2 i} \frac{\Delta V_z}{V_0}} = -\Delta\Omega + \delta\Omega n + \frac{4}{3} \delta\Omega (\Delta u + n). \quad (2.20)$$

можно определить суммарную величину боковых составляющих импульсов скорости ΔV_z первого интервала маневрирования:

$$\frac{\Delta V_z}{V_0} = \frac{3\Delta\Omega - (4u_0 + 7n)\delta\Omega}{3\sqrt{(N+n)^2 \delta\Omega^2 \operatorname{tg}^2 i + \frac{4}{\sin^2 i}}}. \quad (2.21)$$

Окончательное выражение для суммарных затрат характеристической скорости ΔV на перелет имеет следующий вид:

$$\Delta V = \frac{2}{3} V_0 \sqrt{\frac{(u_0 + n)^2}{(N + n)^2} + \frac{(3\Delta\Omega - (4u_0 + 7n)\delta\Omega)^2}{(N + n)^2 \delta\Omega^2 \operatorname{tg}^2 i + \frac{4}{\sin^2 i}}}. \quad (2.22)$$

Поиск оптимального значения n_{opt} достаточно прост, поскольку оно близко к значению, полученному по формуле (2.23), обеспечивающему минимум второму слагаемому в выражении (2.22).

$$n_{opt} = \frac{3\Delta\Omega - 4u_0\delta\Omega}{7\delta\Omega}. \quad (2.23)$$

Задачу перелета ОМ в окрестность целевого КА необходимо также рассмотреть в самой общей постановке, когда орбиты ОМ и целевого КА имеют незначительные отклонения большой полуоси, эксцентриситета и наклона. Отклонения долгот восходящих узлов орбит могут быть любыми.

Данная задача сложна тем, что необходимо не только определить параметры маневров (как, например, при решении задачи встречи фиксированной продолжительности), но и найти необходимое количество витков движения целевого обслуживаемого КА N и разницу в количестве витков движения ОМ и целевого КА n . Оптимальный выбор этих значений, равно как и параметров орбиты ожидания, дает возможность под действием нецентральности гравитационного поля Земли убрать почти всё изначальное расхождение по долготе восходящего узла, вследствие чего значительно снижая затраты суммарной характеристической скорости, необходимые для перелета.

Известны несколько попыток решить эту задачу. В работе [90] приведен относительно простой, но не оптимальный метод решения задачи, а в работе [91] численный метод, который позволяет получить близкое к оптимальному решению, но которое нельзя использовать для оценки затрат суммарной характеристической скорости маневров для задачи.

Предположим, что продолжительность встречи определена (количество витков полета обслуживаемого целевого КА N фиксировано). Задача в таком виде вызывает большой интерес и важна сама по себе, одновременно, имея быстрое решение этой задачи, можно просто определить значения N перебором с заданным шагом в необходимом диапазоне и получить решение задачи для каждого N . Это дает возможность выбрать значение N , позволяющее прийти к необходимому компромиссу при попытке снизить и продолжительность встречи, и затраты суммарной характеристической скорости, которые обычно увеличиваются при уменьшении продолжительности встречи. Поиск оптимального значения N осуществляется на основании анализа зависимости затрат суммарной характеристической скорости от продолжительности перелета.

При фиксированном значении N сначала определяются разницы в числе витков n полета ОМ и целевого КА. Когда эта разница будет определена, то далее уже имеется некий аналог обычной задачи встречи, при решении которой, однако, тоже необходимо учитывать влияние нецентральности гравитационного поля.

Сначала вычисляется начальное значение n , учитывая, что меняются только отдельные элементы орбиты. В начальный момент времени разницы больших полуосей, наклонов, аргументов широты, долгот восходящих узлов орбит целевого КА и ОМ обозначим соответственно $\Delta a_0, \Delta i_0, \Delta u_0, \Delta \Omega_0$. Обозначим значения сумм составляющих импульсов скорости по трансверсали на первом и втором интервале маневрирования соответственно $\Delta V_I, \Delta V_{II}$. Первый интервал маневрирования соответствует первому витку полета ОМ, а второй – последнему витку полета ОМ.

Вначале рассмотрим случай, когда Δi_0 достаточно мало и изменение наклона не участвует в изменении долготы восходящего узла. Предполагается, что для решения задачи на этом этапе используются только трансверсальные составляющие импульсов скорости.

Учитывая (2.4), (2.5), (2.20) и условия компенсации отклонений $\Delta a_0, \Delta u_0, \Delta \Omega_0$ можно приближенно записать в виде [73, 82, 92]:

$$2 \frac{\Delta V_{II} + \Delta V_{III}}{V_0} = \frac{\Delta a_0}{a_0}, \quad (2.24)$$

$$-3(N+n) \frac{\Delta V_{II}}{V_0} = -3N \frac{\Delta V_{II} + \Delta V_{III}}{V_0} + \Delta u_0^* + n, \quad (2.25)$$

$$-4(N+n) \delta\Omega \frac{\Delta V_{II}}{V_0} = -4N \delta\Omega \frac{\Delta V_{II} + \Delta V_{III}}{V_0} + \Delta\Omega - \delta\Omega n. \quad (2.26)$$

Здесь $\Delta u_0^* = \frac{\Delta u_0}{2\pi}$, предполагается также, что вначале $\Delta\Omega = \Delta\Omega_0$, после первой итерации $\Delta\Omega = \Delta\Omega_0 + \Delta\Omega_1$ (где $\Delta\Omega_1$ – отклонение долготы восходящего узла после первой итерации) и т.д.

Из второго и третьего уравнений можно найти выражение для n , которое не зависит от величин импульсов

$$n = \frac{3\Delta\Omega}{7\delta\Omega} - \frac{4}{7} \Delta u_0^*. \quad (2.27)$$

Это довольно простое выражение для n позволяет сделать несколько важных выводов. Во-первых, n не зависит от продолжительности встречи N . Для точных решений это не совсем так, но зависимость действительно очень слабая. Во-вторых, найденная величина n более чем вдвое меньше простейшей оценки $\Delta\Omega/\delta\Omega$. Начальное фазовое рассогласование Δu_0 вносит добавку, которая не превышает половину витка, но, т.к. при вычислении n идет округление до ближайшего целого числа, отклонение Δu_0 может изменить значение n на единицу.

От продолжительности встречи зависит сумма трансверсальных составляющих импульсов первого интервала маневрирования, эту сумму можно найти из (2.24) и (2.25).

$$\frac{\Delta V_{\text{I}}}{V_0} = \frac{N\Delta a_0}{2(N+n)a_0} - \frac{\Delta u_0^* + n}{3(N+n)}, \quad (2.28)$$

$$\frac{\Delta V_{\text{II}}}{V_0} = \frac{\Delta a_0}{2a_0} - \frac{\Delta V_{\text{I}}}{V_0}. \quad (2.29)$$

Более точное значение n можно получить, если учитывать изменение наклона i . Обозначим суммы составляющих импульсов в боковом направлении первого и второго интервалов маневрирования следующим образом: $\Delta V_{z\text{I}}, \Delta V_{z\text{II}}$. Полагая, что импульсы прикладываются на экваторе, система уравнений будет иметь следующий вид [82, 86]:

$$2 \frac{\Delta V_{\text{I}} + \Delta V_{\text{II}}}{V_0} = \frac{\Delta a_0}{a_0}, \quad (2.30)$$

$$-3(N+n) \frac{\Delta V_{\text{I}}}{V_0} = -3N \frac{\Delta V_{\text{I}} + \Delta V_{\text{II}}}{V_0} + \Delta u_0^* + n, \quad (2.31)$$

$$\frac{\Delta V_{z\text{I}} + \Delta V_{z\text{II}}}{V_0} = \Delta i_0, \quad (2.32)$$

$$\begin{aligned} & -4(N+n)\delta\Omega \frac{\Delta V_{\text{I}}}{V_0} - (N+n)\delta\Omega \operatorname{tgi} \frac{\Delta V_{z\text{I}}}{V_0} = \\ & = -4N\delta\Omega \frac{\Delta V_{\text{I}} + \Delta V_{\text{II}}}{V_0} - N\delta\Omega \operatorname{tgi} \frac{\Delta V_{z\text{I}} + \Delta V_{z\text{II}}}{V_0} + \Delta\Omega - \delta\Omega n. \end{aligned} \quad (2.33)$$

В системе (2.30)-(2.33) уравнений меньше, чем переменных. Если обозначить n независимой переменной, выражения для определения составляющих импульсов можно записать в следующем виде [82, 86]:

$$\Delta V_{\text{I}} = V_0 \left[\frac{N\Delta a_0}{2(N+n)a_0} - \frac{\Delta u_0^* + n}{3(N+n)} \right], \quad (2.34)$$

$$\Delta V_{\text{II}} = V_0 \frac{\Delta a_0}{2a_0} - \Delta V_{\text{I}}, \quad (2.35)$$

$$\Delta V_{zI} = \frac{V_0}{N+n} \left[N\Delta i - \frac{4(\Delta u_0^* + n)\delta\Omega + 3(\delta\Omega n - \Delta\Omega)}{3\delta\Omega \operatorname{tgi}} \right], \quad (2.36)$$

$$\Delta V_{zII} = V_0\Delta i - \Delta V_{zI}. \quad (2.37)$$

Оптимальным будет значение n , доставляющее минимум функционалу

$$\Delta V = \sqrt{\Delta V_{iI}^2 + \Delta V_{zI}^2} + \sqrt{\Delta V_{iII}^2 + \Delta V_{zII}^2}. \quad (2.38)$$

После определения значения n по формуле (2.27), осуществляется численное или численно-аналитическое (оно предпочтительнее, учитывая большую продолжительность встречи) интегрирование уравнений движения целевого КА и ОМ до прицельной точки. Прицельная точка задаётся номером витка и аргументом широты. Определяются отклонения элементов орбит ОМ и целевого КА и вычисляются параметры маневров по формированию всех параметров орбиты целевого КА кроме долготы восходящего узла.

Далее представлен пример расчета суммарной характеристической скорости перевода одного орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА и показана высокая эффективность данного методического подхода к решению задачи оценки. Для этого рассмотрим спутниковую систему CYGNSS (Cyclone Global Navigation Satellite System), состоящей из 8 низкоорбитальных спутников [93–95]. Параметры орбит КА, входящих в эту группировку представлены в табл. 2.1. Параметры орбит ОС заданы как средние значения параметров орбит всех целевых КА.

Таблица 2.1 – Параметры орбит целевых КА

	1	2	3	4	5	6	7	8
КА	FM05	FM04	FM02	FM01	FM08	FM06	FM07	FM03
T (сек)	5709,32	5707,86	5708,46	5709,65	5709,01	5707,37	5707,07	5706,77
a (км)	6904,23	6903,06	6903,54	6904,50	6903,98	6902,66	6902,42	6902,18
e	0,0015	0,0014	0,0014	0,0016	0,0015	0,0013	0,0013	0,0012
i (гр)	34,96	34,95	34,96	34,96	34,95	34,96	34,95	34,96
ω (гр)	126,67	133,85	134,90	127,18	135,84	129,94	129,44	130,08
Ω (гр)	206,06	199,83	199,89	206,07	199,89	201,87	201,84	201,83
v (гр)	233,54	226,33	225,29	233,03	224,35	230,25	230,75	230,10
$\delta\Omega$	-0,0001	-0,0001	-0,0001	-0,0001	-0,0001	-0,0001	-0,0001	-0,0001

Отклонения параметров орбиты ОС и орбит целевых КА на момент времени, соответствующий начальному моменту времени $t_{нач}$, представлены в табл. 2.2).

Таблица 2.2 – Отклонения параметров орбит ОС и целевых КА

	1	2	3	4	5	6	7	8
КА/ ОС	FM05/ ОС	FM04/ ОС	FM02/ ОС	FM01/ ОС	FM08/ ОС	FM06/ ОС	FM07/ ОС	FM03/ ОС
Δa	0,00013	0,00004	0,00003	0,00017	0,00010	0,00010	0,00013	0,00017
Δi	0,00184	0,00536	0,00384	0,00106	0,00466	0,00484	0,00206	0,00264
$\Delta\Omega$	3,90201	-2,3315	-2,2731	3,91301	-2,2649	-0,2912	-0,3231	-0,3312
Δv	0,06	0,01	0,08	0,15	0,22	0,21	0,14	0,07

Рассмотрим перелет ОМ с орбиты ОС на орбиту целевого КА «CYGFM05» с различными продолжительностями перелета при разных отклонениях долгот восходящих узлов. Отклонения долгот восходящих узлов орбиты выбранного целевого КА от заданной орбиты ОС в течение восьми лет с шагом 365 дней представлены в табл. 2.3:

Таблица 2.3 – Отклонения долгот восходящих узлов орбит ОС и целевого КА

t, дни	0	365	730	1095	1460	1825	2190	2555	2920
$\Delta\Omega$, гр.	3,902	5,270	6,637	8,005	9,373	10,740	12,108	13,475	14,843

Фиксируя отклонение и изменяя продолжительность перелета от 100 до 2000 витков для каждого отклонения, можно определить соответствующие затраты суммарной характеристической скорости перелетов по формулам (2.34)-(2.37) (табл. 2.4). Если предположить, что в течение восьми лет нам необходимо обеспечить обслуживание этого КА хотя бы один раз, данная таблица помогает

оценить затраты суммарной характеристической скорости в зависимости от того через сколько лет начать маневр и какова будет зависимость затрат суммарной характеристической скорости от продолжительности перелета.

Таблица 2.4 – Зависимость затрат суммарной характеристической скорости от отклонения по долготе восходящего узла орбит и продолжительности маневра

N	$\Delta\Omega$	3,902	5,2696	6,6373	8,0049	9,3725	10,741	12,107	13,475	14,843
100		227,58	522,21	379,23	570,95	580,28	672,00	806,96	831,41	1050,83
200		109,40	258,22	183,79	269,13	277,15	313,96	378,34	383,51	478,97
300		71,68	166,69	122,12	174,21	183,30	203,90	248,57	249,02	308,53
400		53,49	121,57	92,09	127,86	137,74	150,59	185,97	184,35	226,72
500		43,03	94,74	74,43	100,48	110,89	119,22	149,17	146,41	178,72
600		36,39	76,99	62,87	82,46	93,23	98,61	124,97	121,52	147,20
700		31,90	64,40	54,76	69,76	80,77	84,09	107,87	103,96	124,94
800		28,72	55,05	48,79	60,36	71,51	73,33	95,16	90,94	108,41
900		26,38	47,85	44,22	53,16	64,39	65,08	85,35	80,91	95,66
1000		24,62	42,16	40,64	47,50	58,75	58,56	77,56	72,98	85,54
1100		23,25	37,59	37,75	42,96	54,17	53,30	70,08	66,55	77,33
1200		22,17	33,86	35,39	39,27	50,40	48,99	63,68	61,25	70,55
1300		21,30	30,79	33,42	36,22	47,23	45,40	58,32	56,81	64,86
1400		20,58	28,25	31,77	33,68	44,54	42,37	53,77	53,05	60,03
1500		19,98	26,14	30,35	31,54	42,23	39,79	49,86	49,82	55,88
1600		19,48	24,39	29,13	29,73	40,22	37,58	46,48	47,03	52,29
1700		19,05	22,94	28,07	28,19	38,47	35,66	43,54	44,60	49,15
1800		18,68	21,73	27,14	26,86	36,92	33,98	40,96	42,45	46,40
1900		18,36	20,73	26,32	25,72	35,27	32,52	38,69	40,56	43,96
2000		18,08	19,90	25,59	24,73	33,25	31,22	36,67	38,88	41,80

Интерес представляют две зависимости [94]: зависимость затрат суммарной характеристической скорости от продолжительности перелета (рис. 2.8) и зависимость затрат суммарной характеристической скорости от отклонения по долготе восходящего узла орбит ОС и целевого КА (рис. 2.9) для разной продолжительности перелета.

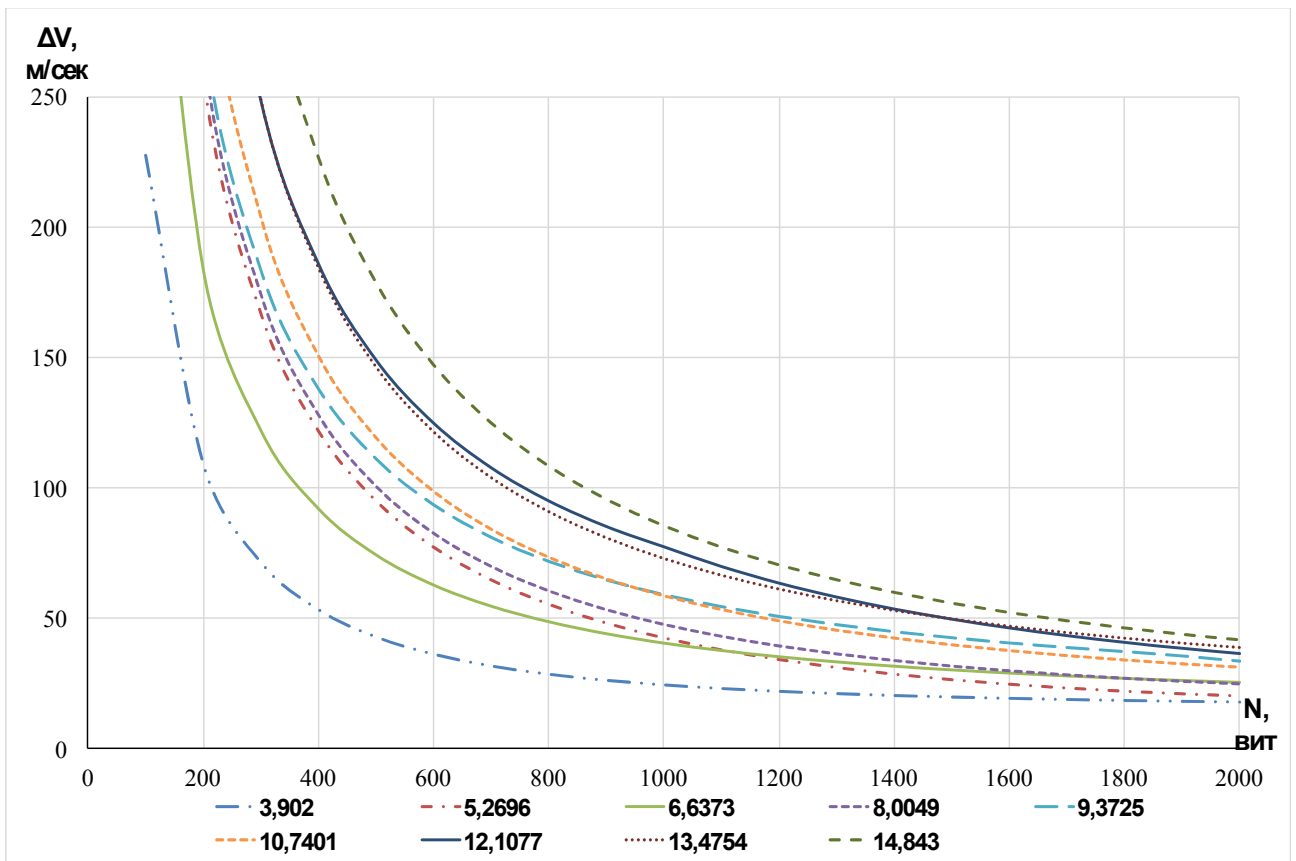


Рисунок 2.8 – Зависимость затрат суммарной характеристической скорости от продолжительности перелета с орбиты ОС на орбиту целевого КА для каждого отклонения по долготе восходящего узла

Зависимость затрат суммарной характеристической скорости от продолжительности маневра имеет вид гипербол, соответствующих своему отклонению по долготе восходящего узла. Данная зависимость дает возможность определить продолжительность маневра для каждого отклонения по долготе восходящего узла в соответствии с заданными ограничениями. Одновременно зависимость затрат суммарной характеристической скорости от отклонения по долготе восходящего узла орбит говорит о том, что максимальная продолжительность маневра не всегда обеспечивает минимальные затраты суммарной характеристической скорости. Изменяясь по синусоидальному закону, для каждой продолжительности маневра данная зависимость показывает, что минимальные затраты суммарной характеристической скорости могут быть получены и при больших значениях отклонений долгот восходящих узлов орбит. Этот нюанс будет иметь место для орбит, чьи углы по наклонению не превышают

60 град. По мере увеличения наклона зависимость стремится изменяться по линейному закону.

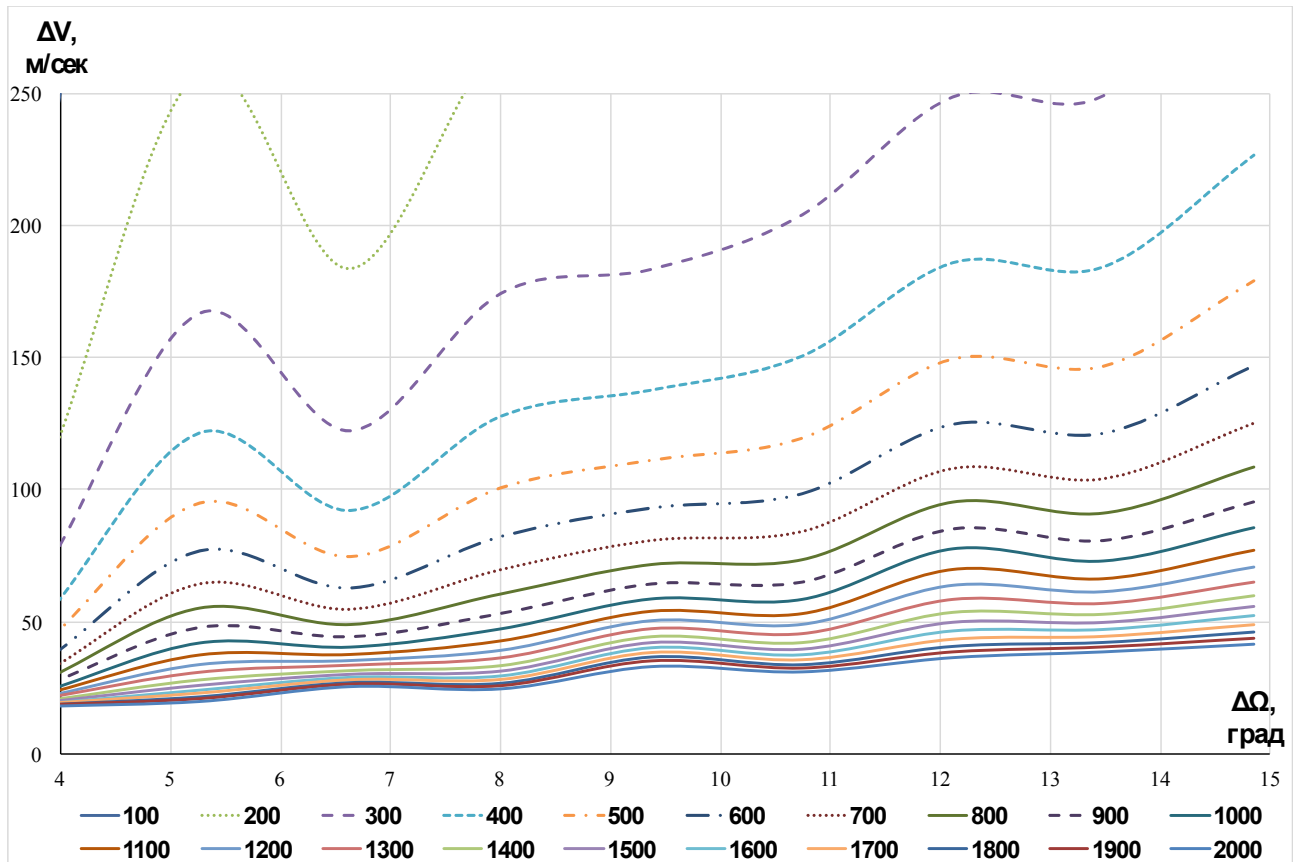


Рисунок 2.9 – Зависимость затрат суммарной характеристической скорости от отклонения по долготе восходящего узла орбиты ОС и орбиты целевого КА для каждой продолжительности маневра

Аналогичным образом проводится оценка суммарной характеристической скорости перелетов между орбитами ОС и остальных целевых КА.

Предположим теперь, что с выбранной ОС необходимо обеспечить обслуживание всех целевых КА из табл. 2.1 за заданное количество витков N , за которое все ОМ должны оказаться в окрестности целевых КА. Как ранее было сказано в постановке задачи, параметр N соответствует количеству витков, которое совершит обслуживаемый КА после начала движения ОМ по переходной орбите. Здесь принимается $N=1000$ вит. Отклонения параметров орбит ОС и целевых КА представлены в табл. 2.2.

Вычислим начальное значение разницы n между количеством витков, которое совершит обслуживаемый целевой КА, и количеством витков, которое совершит ОМ по своей переходной орбите по формуле (2.27) и параметры составляющих импульсов скорости для перевода ОМ в районы обслуживания целевых КА по следующим формулам (2.34)-(2.37).

Таблица 2.5 – Затраты суммарной характеристической скорости на перелеты между орбитами ОС и целевых КА для начального значения $n_{нач}$ в момент времени $t=0$

КА/ ОС	FM05/ ОС	FM04/ ОС	FM02/ ОС	FM01/ ОС	FM05/ ОС	FM06/ ОС	FM07/ ОС	FM03/ ОС
$n_{нач}$ (ВИТ)	-5	2	2	-5	2	0	0	0
$N+n_{нач}$ (ВИТ)	995	1002	1002	995	1002	1000	1000	1000
$\Delta V_{тI}$ (м/сек)	12,58	-5,08	-5,26	12,35	-5,61	-0,53	-0,35	-0,18
$\Delta V_{тII}$ (м/сек)	-12,58	5,08	5,26	-12,35	5,61	0,53	0,35	0,18
ΔV_{zII} (м/сек)	51,01	59,11	43,10	42,57	45,79	44,48	26,56	32,89
ΔV_{zI} (м/сек)	-37,04	-18,36	-13,94	-34,50	-10,36	-7,72	-10,89	-12,85
ΔV_{ini} (м/сек)	91,65	78,38	58,32	80,96	57,91	52,23	37,46	45,74

В табл. 2.5 представлены значения разностей в витках n , соответствующие им значения составляющих импульсов скорости и затрат суммарной характеристической скорости каждого перелета. При этом параметр $N+n$ определяет количество витков, которое совершит ОМ после приложения импульсов скорости первого интервала маневрирования.

Уточним параметр n с помощью простейшей итерационной процедуры по критерию минимума затрат суммарной характеристической скорости. Результат оптимизации затрат суммарной характеристической скорости представлен в табл. 2.6.

Таблица 2.6 – Затраты суммарной характеристической скорости на перелеты между орбитами ОС и целевых КА для уточненного значения n_{opt} в момент времени $t=0$

КА/ ОС	FM05/ ОС	FM04/ ОС	FM02/ ОС	FM01/ ОС	FM05/ ОС	FM06/ ОС	FM07/ ОС	FM03/ ОС
n_{opt} (ВИТ)	-4	3	3	-4	3	1	0	1
$N+n_{opt}$ (ВИТ)	996	1003	1003	996	1003	1001	1000	1001
$\Delta V_{тI}$ (м/сек)	10,02	-7,60	-7,78	9,79	-8,13	-3,06	-0,35	-2,71
$\Delta V_{тII}$ (м/сек)	-10,02	7,60	7,78	-9,79	8,13	3,06	0,35	2,71
ΔV_{zII} (м/сек)	8,87	16,83	1,38	0,27	3,57	2,74	26,56	-8,97
ΔV_{zII} (м/сек)	5,09	23,91	27,78	7,80	31,86	34,02	-10,89	29,01
ΔV_{opt} (м/сек)	24,62	43,56	36,75	22,31	41,76	38,27	37,46	38,51

Из табл. 2.5 и 2.6 видно, что формула (2.27) с большой точностью определяет начальное приближение n и оптимальное значение этого параметра, доставляющее минимум затрат суммарной характеристической скорости, достигается уже после первых итераций.

Использование формулы (2.38) для затрат суммарной характеристической скорости на перелет в окрестность целевого КА очень показывает высокую эффективность при проектировании обслуживающей системы и при планировании последовательности облета требующих обслуживания КА.

2.4. Оценка затрат потребной суммарной характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей малой тяги

Решение задачи оценки затрат потребной суммарной характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей малой тяги в значительной степени опирается на теоретические положения, изложенные ранее применительно к большой тяге. В

частности, это касается формулировки уравнений движения орбитального модуля (2.2)-(2.7).

Особенности применения малой тяги в значительной мере влияют на процесс расчета затрат суммарной характеристической скорости компланарных перелетов большой продолжительности, где важно учитывать длительность активных участков работы двигателей и изменение ориентации вектора тяги.

Данный подраздел посвящен теоретическим положениям в части определения оптимальной ориентации вектора тяги в различных системах координат, определению областей существования различных типов оптимальных решений, а также разработке аналитических выражений для определения параметров маневров оптимальных невырожденных решений.

2.4.1. Оптимальная ориентация вектора тяги в различных системах координат

У орбитального модуля ориентация вектора тяги во время перехода может фиксироваться в *инерциальной и/или орбитальной системах координат*. Это обстоятельство диктует необходимость рассмотрения каждого из этих случаев по отдельности. Предположим, что ориентация двигательной установки не меняется в трансверсальном направлении в *орбитальной системе координат*.

С целью получить оптимальное решение и максимально приблизиться к импульсному решению, принимаемому за основу, необходимо совместить середину активного участка и точку приложения импульса скорости [97]. Данное утверждение справедливо, поскольку масса КА практически не меняется при выполнении одного маневра, а ускорение, создаваемое двигательной установкой, является постоянным. На рис. 2.10 активному участку соответствует дуга AC орбиты, точкой приложения импульса скорости является точка B , расположенная на линии апсид относительной орбиты (относительная орбита это орбита вектор эксцентриситета которой равен разности векторов эксцентриситета конечной и начальной орбит). Так как точка B находится в центре дуги AC изменение вектора эксцентриситета будет происходить в том же направлении, что и в импульсном

случае. Величина изменения эксцентриситета будет меньше, поскольку, чем дальше участок траектории, на котором работает двигательная установка, отстоит от середины активного участка, тем больше направление производимого на нем изменения вектора эксцентриситета отличается от требуемого направления (например, точка D на рис. 2.10). Изменение эксцентриситета, производимое при сообщении безразмерной скорости ΔV_t ($\Delta V_t = \Delta V_t^*/V_0$) равномерно распределенной на интервале аргумента широты $\Delta\varphi$, можно вычислить по следующей формуле:

$$\Delta e = 2 \int_{-\Delta\varphi/2}^{\Delta\varphi/2} \frac{\Delta V_t}{\Delta\varphi} \cos \varphi d\varphi = 4 \frac{\sin \frac{\Delta\varphi}{2}}{\Delta\varphi} \Delta V_t \quad (2.39)$$

где $\Delta\varphi$ – угол между началом и концом активного участка (рис. 2.10),

φ – угол от середины активного участка до текущей точки.

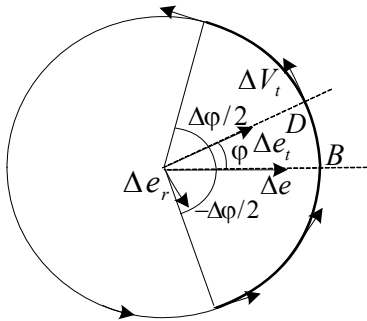


Рисунок 2.10 –
Фиксированная
ориентация ДУ в
орбитальной системе
координат

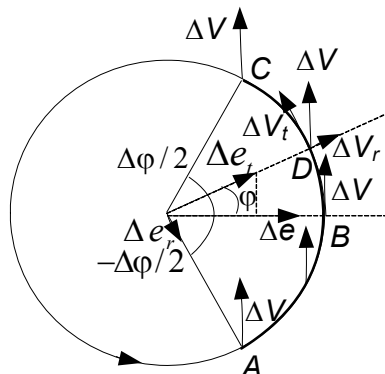


Рисунок 2.11 –
Фиксированная
ориентация ДУ в
инерциальной системе
координат

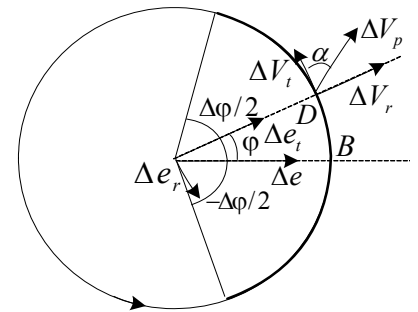


Рисунок 2.12 –
Оптимальная ориентация
ДУ для изменения
эксцентриситета

Из формулы (2.39) следует, что увеличение продолжительности участка работы двигательной установки приводит к уменьшению изменения эксцентриситета по сравнению с импульсным случаем.

Предполагая, что масса КА практически не меняется во время проведения одного маневра, можно рассчитать время, которое потребуется для изменения скорости КА на величину $V_0\Delta V$.

$$\Delta t = \frac{m}{P} V_0 \Delta V, \quad (2.40)$$

где m – масса КА,

P – тяга двигательной установки.

Из (2.40) следует, что $\Delta\varphi$ линейно зависит от ΔV :

$$\Delta\varphi = \lambda_0 \Delta t = k \Delta V = \frac{w_c}{w} \Delta V, \quad (2.41)$$

где $\lambda_0 = \frac{V_0}{r_0}$, $k = \frac{m V_0^2}{P \cdot r_0} = \frac{w_c}{w}$,

$w_c = \frac{V_0^2}{r_0}$ – центростремительное ускорение на опорной круговой орбите,

$w = \frac{P}{m}$ – ускорение, создаваемое двигательной установкой.

Используя (2.41), в результате работы двигательной установки на интервале $\Delta\varphi$ можно определить изменение эксцентриситета орбиты по следующей формуле:

$$\Delta e = 4 \frac{w}{w_c} \sin \frac{\Delta\varphi}{2}. \quad (2.42)$$

Поскольку изменения значения большой полуоси не зависят от момента приложения импульса скорости по трансверсальному направлению, а зависят от значения этого импульса ($\Delta a = 2\Delta V_b$, Δa – безразмерная величина), то в течение

интервала работы двигательной установки $\Delta\varphi$ изменение величины большой полуоси можно записать в следующем виде:

$$\Delta a = \frac{2w}{w_c} \Delta\varphi. \quad (2.43)$$

В случае если на очередном витке происходит два включения двигателя, у которых середины активных участков лежат на линии апсид средней относительной орбиты, условия перехода на конечную орбиту имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} 4 \sin \frac{\Delta\varphi_1}{2} - 4 \sin \frac{\Delta\varphi_2}{2} &= \frac{w_c \Delta e}{wn}, \\ 2\Delta\varphi_1 + 2\Delta\varphi_2 &= \frac{w_c \Delta a}{wn}, \end{aligned} \quad (2.44)$$

где n – количество витков работы двигательной установки. Из выражений (2.44) можно найти значения $\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2$ по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \Delta\varphi_1 &= \frac{w_c \Delta a}{4wn} + 2 \arcsin \frac{w_c \Delta e}{8wn \cos \frac{w_c \Delta a}{8wn}}, \\ \Delta\varphi_2 &= \frac{w_c \Delta a}{4wn} - 2 \arcsin \frac{w_c \Delta e}{8wn \cos \frac{w_c \Delta a}{8wn}}. \end{aligned} \quad (2.45)$$

Если получается отрицательное значение $\Delta\varphi_1$, это означает, что при исполнении данного маневра ориентация вектора тяги должна быть на торможение.

Рассмотрим вариант фиксированной ориентации двигательной установки в *инерциальной системе координат*. С целью получить оптимальное решение и максимально приблизиться к импульсному решению, принимаемому за основу, и

в этом случае необходимо совместить середину активного участка и точку приложения импульса скорости (на рис. 2.11 активному участку также соответствует дуга AC орбиты, точкой приложения импульса скорости является точка B). Вектор тяги в начальный момент (точка A) должен быть направлен таким образом, чтобы в середине активного участка (точка B) он был направлен по трансверсали. При этих условиях изменение вектора эксцентриситета будет происходить в том же направлении, что и в импульсном случае, но величина самого изменения будет меньше.

Изменение эксцентриситета, производимое при сообщении безразмерной скорости ΔV , равномерно распределенной на интервале аргумента широты $\Delta\varphi$, можно получить из следующего выражения:

$$\Delta e = \int_{-\Delta\varphi/2}^{\Delta\varphi/2} \frac{\Delta V}{\Delta\varphi} (2 \cos \varphi \cos \varphi + \sin \varphi \sin \varphi) d\varphi = \Delta V \left(\frac{3}{2} + \frac{\sin \Delta\varphi}{2\Delta\varphi} \right). \quad (2.46)$$

Используя (2.41), за интервал работы двигательной установки $\Delta\varphi$ можно определить изменение эксцентриситета орбиты по следующей формуле:

$$\Delta e = \frac{3w}{2w_c} \Delta\varphi + \frac{w}{2w_c} \sin \Delta\varphi. \quad (2.47)$$

Из формулы (2.47) следует, что при постоянном направлении вектора тяги в инерциальной системе координат изменение вектора эксцентриситета в нужном направлении происходит на всем витке ($\Delta\varphi=2\pi$).

Изменение большой полуоси, производимое при сообщении относительной скорости ΔV , можно рассчитать по формуле

$$\Delta a = 2 \int_{-\Delta\varphi/2}^{\Delta\varphi/2} \frac{\Delta V}{\Delta\varphi} \cos \varphi d\varphi = 4 \frac{\sin \frac{\Delta\varphi}{2}}{\Delta\varphi} \Delta V. \quad (2.48)$$

Формула (2.48) аналогична формуле для расчета изменения эксцентриситета при постоянной ориентации вектора тяги в орбитальной системе координат.

Используя (2.41), получаем

$$\Delta a = \frac{4w}{w_c} \sin \frac{\Delta \varphi}{2}. \quad (2.49)$$

В случае, если на очередном витке происходит два включения двигательной установки, у которых середины активных участков лежат на линии апсид средней относительной орбиты, и ориентация двигателя противоположна, условия перехода на конечную орбиту имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{3}{2} \Delta \varphi_1 + \frac{1}{2} \sin \Delta \varphi_1 - \frac{3}{2} \Delta \varphi_2 - \frac{1}{2} \sin \Delta \varphi_2 &= \frac{w_c \Delta e}{wn}, \\ 4 \sin \frac{\Delta \varphi_1}{2} + 4 \sin \frac{\Delta \varphi_2}{2} &= \frac{w_c \Delta a}{wn}, \end{aligned} \quad (2.50)$$

где n – количество витков работы двигательной установки. Из этой системы численно находятся величины $\Delta \varphi_1, \Delta \varphi_2$.

2.4.2. Области существования различных типов оптимальных решений

Установим границы областей, в которых оптимально использовать ту или иную ориентацию вектора тяги. В рассматриваемой задаче существенным является не направление изменения вектора эксцентриситета (оно происходит вдоль линии апсид относительной орбиты), а соотношение изменения величины эксцентриситета и большой полуоси (рис. 2.13). Таким образом, целесообразно показать зависимость изменения эксцентриситета от изменения большой полуоси в безразмерном виде [98].

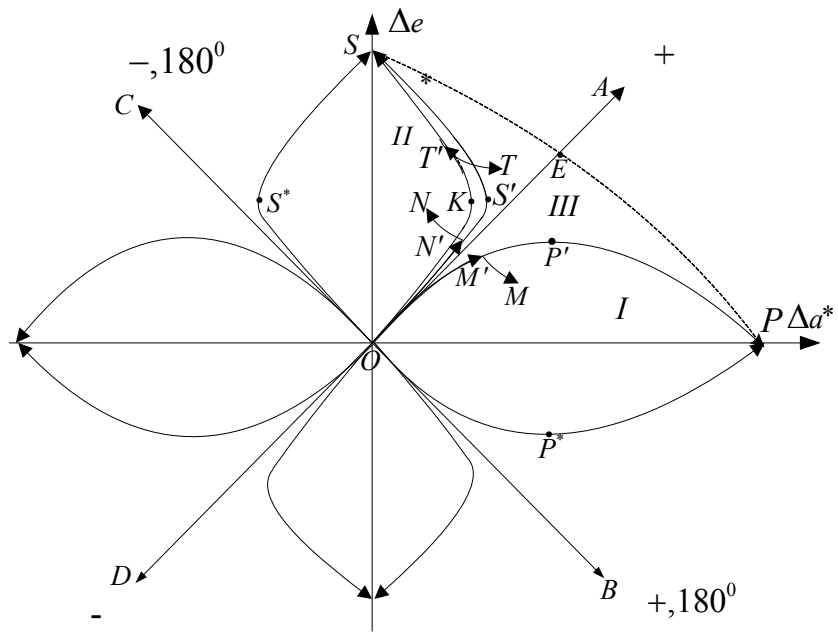


Рисунок 2.13 – Области существования различных типов оптимальных решений, где области I и II соответствуют максимальному изменению большой полуоси и эксцентриситета соответственно с помощью двух включений двигательной установки, область III соответствует области существования оптимальных невырожденных решений

В случае маневров, выполняемых двигателями малой тяги, на одном витке возможно определить только ограниченное изменение большой полуоси и эксцентриситета. Линия OPP на рис. 2.13 показывает изменение параметров орбиты при постоянной трансверсальной ориентации двигателя в орбитальной системе координат. Точки P' можно достичь после работы двигателя в полвитка, точка P , когда двигатель включен в течение всего витка. Линия OXS соответствует фиксированной ориентации в инерциальной системе координат. Изменениям параметров орбиты при продолжительности маневра в половину витка соответствует точка K .

Аналогичным образом изображаются похожие зависимости в других квадрантах. Во втором, третьем и четвертом квадрантах стоят знаки «+», «-», « 180° ». Плюс показывает, что ориентация вектора тяги на разгон, минус - на торможение, 180° обозначает, что в данном квадранте изображается влияние маневра, середина которого отстоит на 180° от середины активного участка, влияние которого изображается в первом квадранте.

Чтобы достичь точки из области I, ограниченной осью абсцисс и линией $OP'P$, оптимальной является орбитальная ориентация двигательной установки. На одном витке должны выполняться два маневра, отстоящих друг от друга на 180° , ориентация двигателя одинаковая. Часть линии $OP'P$ соответствует первому включению двигательной установки, второму включению – часть линии OP^*P . Так, например, в точку M перелет происходит по траектории OMM . Соответствующие дугам OM' и MM величины $\Delta\varphi_1$, $\Delta\varphi_2$ определяются по формулам (2.45).

Если необходимо перелететь на орбиту, соответствующую точке из области II, ограниченной линией OKS и осью ординат, к примеру, в т. N , то оптимальной является ориентация двигателя в инерциальном направлении. Перелет в точку N , соответствующий траектория ONN , производится с помощью двух включений двигательной установки. Часть линии OKS соответствует первому маневру, часть линии $OK'S$ – второму. Величины $\Delta\varphi_1$, $\Delta\varphi_2$, которые соответствуют дугам ON' и NN , определяются из системы (2.45) для ориентации в инерциальном направлении.

В области III перейти в нужную точку можно и одним оптимальным длительным маневром с изменяющимся углом ориентации двигательной установки α (рис. 2.13) в течение маневра. В этом случае для поиска оптимальной ориентации вектора тяги необходимо воспользоваться теорией базис-вектора Лоудена. Базис-вектором называется вектор-функция $\mathbf{s}(s_r, s_t, s_z)$, сопряженная вектору скорости. Лоуден (Lawden D.F.) [99] доказал, что на оптимальной импульсной траектории базис-вектор по модулю не должен превышать единицы, а двигательная установка включается в те моменты, когда базис-вектор по модулю равен единице, причем направление базис-вектора совпадает с направлением импульса скорости в рассматриваемой точке траектории. Это означает, что при оптимальном решении годограф базис-вектора находится в пределах сферы единичного радиуса (пространственная задача) или окружности единичного радиуса (плоская задача). Импульсы скорости оптимального решения

прикладываются в моменты, когда годограф касается сферы (окружности) – внутренние импульсы или пересекает её (это моменты начала и конца интервала перелета) – два внешних импульса.

Таким образом, нас интересуют только переменные, сопряженные вектору скорости. Для этих переменных обычно используются обозначения λ , μ , ν . Выражения для составляющих базис-вектора имеют вид [100]:

$$\lambda = \sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2} \sin(\Theta - \Theta_0) + 2\lambda_6, \quad (2.51)$$

$$\mu = 2\lambda_1 + 2\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2} \cos(\Theta - \Theta_0) - 3\lambda_6\Theta, \quad (2.52)$$

$$\nu = \frac{\lambda_3\lambda_4 - \lambda_2\lambda_5}{\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2}} \sin(\Theta - \Theta_0) + \frac{\lambda_2\lambda_4 - \lambda_3\lambda_5}{\sqrt{\lambda_2^2 + \lambda_3^2}} \cos(\Theta - \Theta_0), \quad (2.53)$$

$$\operatorname{tg}\Theta_0 = \frac{\lambda_2}{\lambda_3}. \quad (2.54)$$

Обеспечить оптимальную ориентацию импульса скорости в точке θ_i возможно в случае выполнения следующих условий:

$$\frac{\Delta V_{ri}}{\Delta V_i} = \lambda(\Theta_i); \quad \frac{\Delta V_{ti}}{\Delta V_i} = \mu(\Theta_i); \quad \frac{\Delta V_{zi}}{\Delta V_i} = \nu(\Theta_i). \quad (2.55)$$

Условия (2.51)-(2.55) можно получить, воспользовавшись методом множителей Лагранжа. Функция Лагранжа L будет состоять из суммарной характеристической скорости ΔV и уравнений (2.2)-(2.7) умноженных на множители Лагранжа $\lambda_1, \dots, \lambda_6$. Выполнив дифференцирование L по ΔV_{ri} , ΔV_{ti} , ΔV_{zi} , и приравнявая результаты дифференцирования к нулю, получим условия (2.51)-(2.55).

В общем случае уравнения (2.51)-(2.54) описывают спираль в пространстве λ , μ , ν или циклоиду на плоскости μ , λ . Если $\lambda_6=0$, то годограф базис-вектора может вырождаться в эллипс, окружность, отрезок или точку. Каждому виду

годографа соответствует свой тип оптимального решения. Для сопряженных переменных использовано новое обозначение угла (θ вместо φ). Форма годографа базис-вектора показывает оптимальные решения различных типов, а конкретный тип решений определяется из условий задачи. Двигатель работает во всех точках, где годограф выходит за пределы окружности или сферы единичного радиуса.

При фиксированной трансверсальной ориентации двигателя в орбитальной системе координат годограф базис-вектора вырождается в точку. Фиксированная ориентация вектора тяги в инерциальной системе координат примерно соответствует варианту, когда годограф базис-вектора имеет вид эллипса симметричного относительно оси λ и касающегося единичной окружности с внешней стороны в точках $(0,1)$ и $(0,-1)$.

Исследуем оптимальные невырожденные решения в области III на рис. 2.14, соответствующие другим положениям эллипса.

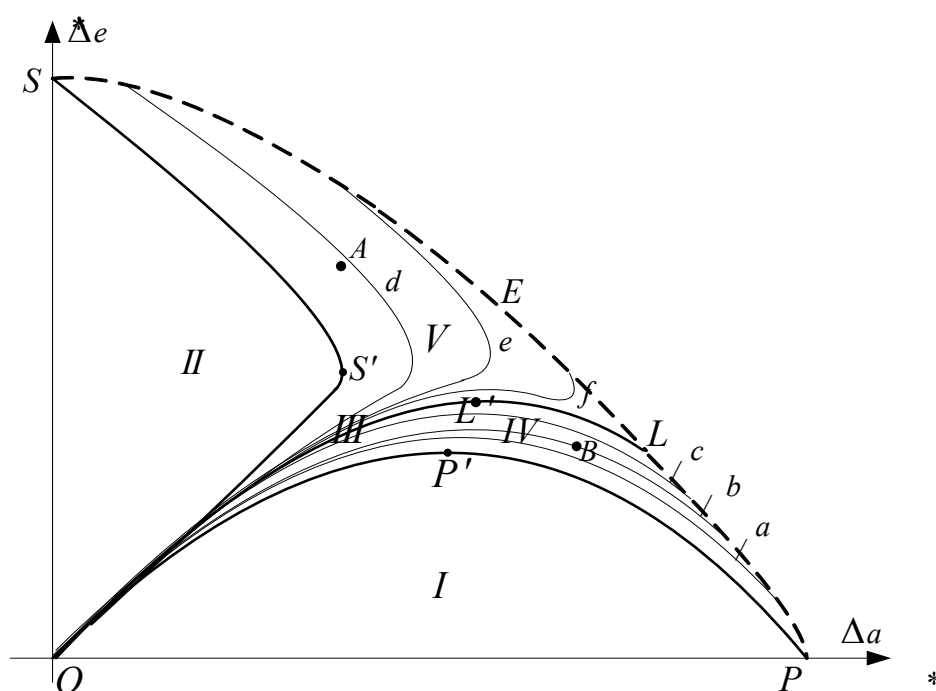


Рисунок 2.14 – Области существования различных типов оптимальных решений.

Для этого рассмотрим увеличивающиеся в размере эллипсы, имеющие внешнее касание с окружностью единичного радиуса и расположенные справа от неё (рис. 2.15). При росте размеров эллипса (варианты a, b, c на рис. 2.15),

соответствующие эллипсам дуги на плоскости Δa^* , Δe^* (они обозначены a, b, c на рис. 2.14) постепенно отходят от дуги OPP , приближаясь к дуге OLL , ограничивающей область (область IV) существования невырожденных решений этого типа.

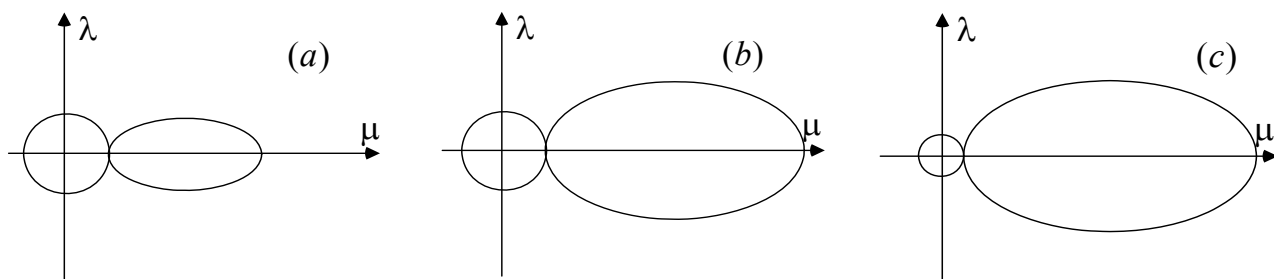


Рисунок 2.15 – Внешнее касание годографа базис-вектора и окружности единичного радиуса

Аналогично при росте размеров эллипса, имеющего внутреннее касание с окружностью единичного радиуса (варианты d, e, f на рис. 2.16), соответствующие эллипсам дуги (они обозначены d, e, f на рис. 2.14) постепенно отходят от дуги OKS , заполняя всю оставшуюся часть области III. Область существования невырожденных решений этого типа обозначена цифрой V. Линии, соответствующие эллипсам больших размеров, также приближается к дуге OLL , но остаётся изгиб вверх связанный с наличием участка, где $\mu < 0$. Чем больше меньшая часть эллипса принадлежит левой полуплоскости, тем ближе кривая к дуге OLL и тем меньше загиб вверх.

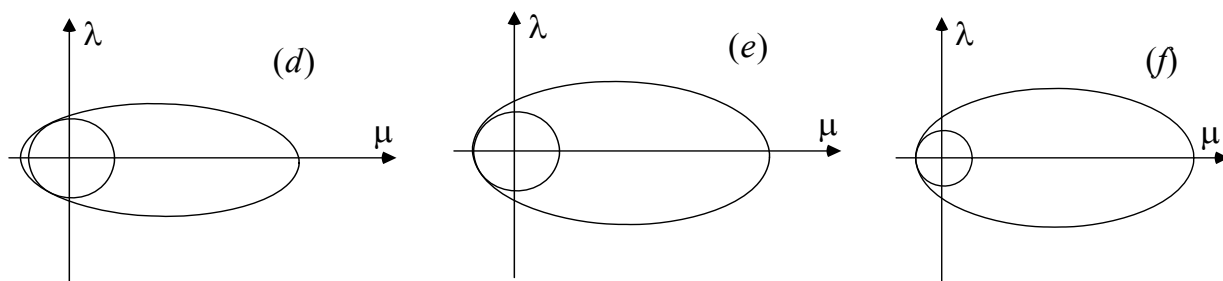


Рисунок 2.16 – Внутреннее касание годографа базис-вектора и окружности единичного радиуса

Приближенно дугу OLL , разделяющую области невырожденных решений IV и V, можно представить следующей аналитической зависимостью:

$$\Delta e^* = -0,003\Delta a^{*3} - 0,035\Delta a^{*2} + 1,068\Delta a^*, \quad 0 \leq \Delta a^* \leq 9,67, \quad (2.56)$$

а дуга SEP определяется формулами

$$\Delta e^* = -0,001\Delta a^{*3} - 0,081\Delta a^{*2} + 0,593\Delta a^* + 9,69, \quad 0 \leq \Delta a^* \leq 8,27, \quad (2.57)$$

$$\Delta e^* = -0,04\Delta a^{*3} - 1,404\Delta a^{*2} + 14,295\Delta a^* + 55,332, \quad 8,27 \leq \Delta a^* \leq 12,5. \quad (2.58)$$

Информация о границе SEP на рис. 2.14 очень важна, т.к. позволяет довольно точно оценить возможность перехода между орбитами одним маневром на витке (или сколько витков n потребуется для маневрирования) без непосредственного вычисления параметров самого маневра.

То, что при произвольных значениях k, λ_1 , соответствующие им дуги на плоскости $\Delta a^*, \Delta e^*$ не выходят за пределы границ области III, ещё раз говорит о том, что при оптимальной ориентации вектора тяги внутренних точек областей I и II можно достичь только двумя включениями двигательной установки.

2.4.3. Определение параметров маневров оптимальных невырожденных решений

Будем искать параметры манёвра (его продолжительность и закон изменения угла α), обеспечивающие заданные изменения элементов орбиты $\Delta a_0^*, \Delta e_0^*$.

Так как из необходимых условий оптимальности следует, что

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\lambda}{\mu} = \frac{k \sin \varphi}{2(\lambda_1 + k \cos \varphi)}, \quad (2.59)$$

можно найти косинус и синус угла α :

$$\begin{aligned}\cos \alpha &= \frac{2(\lambda_1 + k \cos \varphi)}{\sqrt{4\lambda_1^2 + 8\lambda_1 k \cos \varphi + 3k^2 \cos^2 \varphi + k^2}}, \\ \sin \alpha &= \frac{k \sin \varphi}{\sqrt{4\lambda_1^2 + 8\lambda_1 k \cos \varphi + 3k^2 \cos^2 \varphi + k^2}}.\end{aligned}\quad (2.60)$$

Используя (2.60) и формулы, связывающие изменение эксцентриситета и большой полуоси с ориентацией двигательной установки:

$$\Delta V_t = \Delta V_p \cos \alpha,$$

$$\Delta V_r = \Delta V_p \sin \alpha,$$

$$\Delta e(\varphi) = 2\Delta V_p \cos \alpha \cos \varphi + \Delta V_p \sin \varphi \cos \varphi, \quad (2.61)$$

$$\Delta a(\varphi) = 2\Delta V_p \cos \alpha, \quad (2.62)$$

получаем следующие выражения для определения безразмерных величин изменения большой полуоси и эксцентриситета:

$$\Delta a^* = \int_{-\Delta\varphi/2}^{\Delta\varphi/2} \frac{4(\lambda_1 + k \cos \varphi)}{\sqrt{4\lambda_1^2 + 8\lambda_1 k \cos \varphi + 3k^2 \cos^2 \varphi + k^2}} d\varphi, \quad (2.63)$$

$$\Delta e^* = \int_{-\Delta\varphi/2}^{\Delta\varphi/2} \left(2 \frac{2(\lambda_1 + k \cos \varphi) \cos \varphi}{\sqrt{4\lambda_1^2 + 8\lambda_1 k \cos \varphi + 3k^2 \cos^2 \varphi + k^2}} + \frac{k \sin^2 \varphi}{\sqrt{4\lambda_1^2 + 8\lambda_1 k \cos \varphi + 3k^2 \cos^2 \varphi + k^2}} \right) d\varphi. \quad (2.64)$$

Можно предложить следующий алгоритм для определения k , λ_1 и $\Delta\varphi$ [101]. Определяется, какой области принадлежит точка с координатами Δa_0^* , Δe_0^* . Если области I, то $\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2$ находятся по формулам (2.45), если области II, то $\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2$

находятся из системы (2.50), когда используется фиксированная ориентация вектора тяги в инерциальной системе координат. Нас интересует случай, когда точка $(\Delta a_0^*, \Delta e_0^*)$ принадлежит области IV или V.

Поиск решения состоит из последовательного повторения трех этапов. На первом этапе берётся точка из пространства k, λ_1 , что задаёт положение эллипса и закон изменения угла α . Данную точку можно задать достаточно точно, т.к. каждая из областей IV и V предварительно разбиваются на известные подобласти. На следующем этапе определяется значение $\Delta\varphi$, соответствующее части эллипса, находящейся вне окружности единичного радиуса (рис. 2.17).

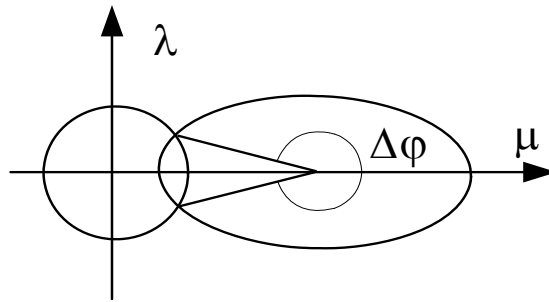


Рисунок 2.17 – Годограф базис-вектора, соответствующий оптимальным решениям в области III.

Найденное значение $\Delta\varphi$ определяет пределы интегрирования. На третьем этапе вычисляются интегралы (2.63), (2.64). Если вычисленные значения $\Delta a^*, \Delta e^*$ совпадают с необходимой точностью с $\Delta a_0^*, \Delta e_0^*$, то задача решена. В противном случае переходим к первому этапу, т.е. берётся новая точка из пространства k, λ_1 . В окрестности оптимального решения шаги перебора в пространстве k, λ_1 и интегрирования уменьшаются, чтобы обеспечить необходимую точность решения задачи.

Чтобы воспользоваться данными результатами для задачи обслуживания необходимо перейти от истинных безразмерных отклонений $\Delta a^*, \Delta e^*$ к переменным $\Delta a, \Delta e$ с помощью следующих выражений:

$$\Delta a = \frac{w_c}{w} \Delta a^*,$$

$$\Delta e = \frac{w_c}{w} \Delta e^*.$$

Найти минимальное число витков n_{min} , необходимых для перелёта на заданную орбиту, можно с помощью формул (2.57) и (2.58), определяющих внешнюю границу области III. Отклонения $\Delta a_0/n_{min}$ и $\Delta e_0/n_{min}$ (им соответствует точка E на рис. 2.18) должны принадлежать области III. Увеличивая число витков n , на которых осуществляется маневрирование, и тем самым смещая т. E вглубь области OSP можно уменьшить затраты суммарной характеристической скорости на перелёт.

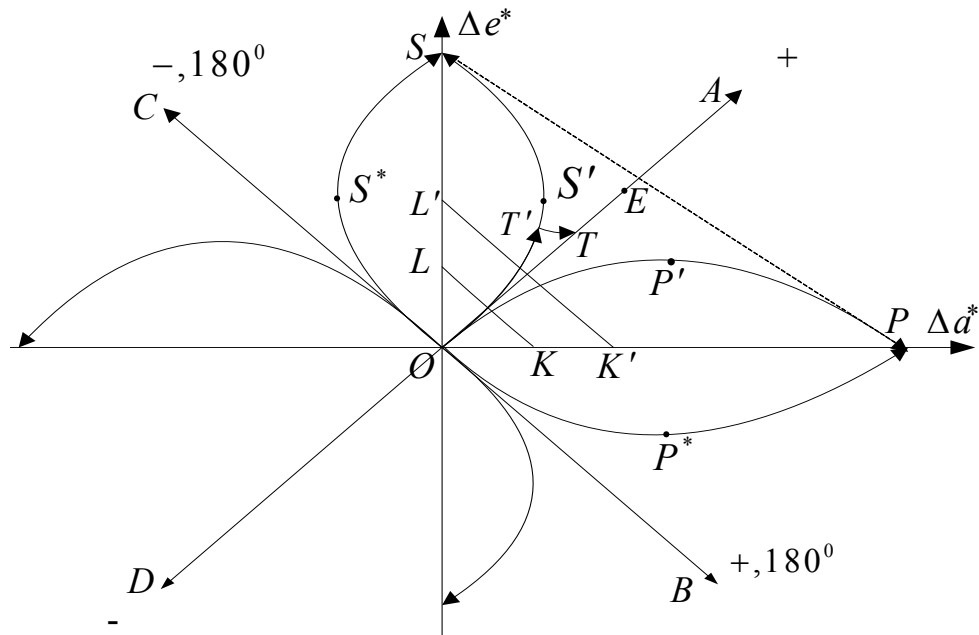


Рисунок 2.18 – Изменение эксцентриситета и большой полуоси с помощью различных типов ориентации вектора тяги

Как видно на рис. 2.18, при продолжительности перелета равной 45° по аргументу широты соответствующие исследованным трем ориентациям вектора тяги линии практически сливаются, а затраты суммарной характеристической скорости совпадают с затратами суммарной характеристической скорости в импульсном случае.

Параметрам орбит, получаемым с помощью таких маневров, соответствует область OKL на рис. 2.18. В результате увеличивать количество витков перехода и уменьшать продолжительность перелета меньше $1/8$ витка нет смысла. В случае продолжительности перелета менее 90° , отличие в изменении эксцентриситета в импульсном случае будет составлять меньше 10% при любой из исследованных ориентаций вектора тяги. Отличие от импульсного случая в изменении большой полуоси при ориентации, соответствующей оптимальной ориентации по эксцентриситету, составляет меньше 5%, при инерциальной ориентации – менее 10%. В результате перелеты, продолжительность которых лежит в диапазоне от 45° до 90° , достаточно эффективны. На рис. 2.18 область $KLL'K'$ соответствует параметрам орбит, которые получаются с помощью таких маневров. Если продолжительность перелета составляет половину витка, отличие в изменении большой полуоси и эксцентриситета от импульсного случая (кроме орбитальной ориентации) составит больше 20%. Необходимо увеличивать количество витков маневрирования с тем, чтобы точка перешла из области $K'L'SP$ в область $OK'L'$. В общем случае при определении количества витков маневрирования КА n необходимо искать компромисс между сокращением времени выхода на конечную орбиту (уменьшение n) и снижением затрат суммарной характеристической скорости (увеличение n).

Выводы по разделу 2

1. Выявлены закономерности локализации оптимальных вариантов орбитального построения ККТО, характеризующихся потребным временем на перелет отделяемых от орбитальных станций ОМ в окрестности заданных обслуживаемых КА (время обслуживания) и потребной характеристической скоростью ОМ для осуществления таких перелетов (включая энергетические характеристики отдельных ОМ и группы ОМ, базирующихся на одной орбитальной станции) в зависимости от имеющегося относительного изменения долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА при заданных характеристиках двигательных установок ОМ (с большой или малой тягой) с

учетом возвращения ОМ на орбитальную станцию. Обосновано понятие «портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА» как инструмента для решения задачи проектирования орбитального построения ККТО и задачи планирования перелетов ОМ, принадлежащих различным ОС, в окрестности заданных обслуживаемых КА.

2. Получено решение задачи проектирования ККТО с выбором орбит ОС на основе анализа портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА с точки зрения минимизации потребного числа ОС в составе ККТО с учетом имеющихся ограничений на время обслуживания и энергетические характеристики, как в части запаса суммарной характеристической скорости на борту каждого ОМ, так и в части суммарного запаса характеристической скорости на борту ОС.

3. На основе анализа портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА для заданного (оптимального) орбитального построения ККТО (заданного потребного минимального числа ОС и фиксированных параметрах орбит ОС) получено решение задачи планирования оптимальных перелетов ОМ между орбитальными станциями ККТО и обслуживаемыми КА при обеспечении минимально потребных затрат суммарной характеристической скорости ОМ.

4. Обоснована математическая модель функционирования ККТО на основе использования линеаризованной системы уравнений движения КА в отклонениях от опорной круговой орбиты, включающая определение параметров движения ОС и обслуживаемых КА и расчет маневров перелета отделяемых от орбитальных станций ОМ в окрестность обслуживаемых КА с учетом возвращения на ОС при заданных характеристиках двигательной установки ОМ с большой или малой тягой.

5. Проанализированы различные варианты и предложены рациональные численно-аналитические алгоритмы, необходимые для решения задачи оценки оптимальных параметров маневра перелета ОМ в окрестность заданного обслуживаемого КА (задачи встречи) с использованием двигателей

большой и малой тяги. При этом задача встречи решалась для двух случаев перелета ОМ между близкими по радиусу почти круговыми орбитами с изменением ориентации плоскости орбиты по долготе восходящего узла по критерию минимума потребной характеристической скорости с учётом ограничения на продолжительность полета ОМ: 1) изменения только аргумента широты обслуживающего ОМ с компенсацией возникающего отклонения долготы восходящего узла переходной орбиты и 2) одновременного изменения положения на орбите и ориентации плоскости орбиты ОМ за счет фазирования ОМ на переходной орбите.

6. Проведено исследование возможности применения многовиткового фазирования для компенсации значительных отклонений долгот восходящих узлов орбит ОМ и обслуживаемого КА при решении задачи встречи в наиболее общем случае. Получены зависимости потребных затрат суммарной характеристической скорости от величины указанных отклонений по долготе при различных продолжительностях перелета ОМ и даны рекомендации по применению данного способа решения задачи встречи для обеспечения технического обслуживания КА.

7. В пространстве отклонений большой полуоси и эксцентриситета выявлены области локализации оптимальных решений для случая маневрирования с малой тягой. На основе применения теории базис-вектора разработан метод определения параметров оптимального маневрирования при перелете между компланарными орбитами, позволяющий уменьшить потребную величину характеристической скорости на перелет ОМ, оснащенного двигателем малой тяги, в окрестность обслуживаемого КА по сравнению с применением известных аналогичных методов.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ РАЦИОНАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

На основе разработанного в разделах 1 и 2 методического и алгоритмического аппарата было создано программно-математическое обеспечение для решения задачи выбора рациональных вариантов орбитального построения космического комплекса технического обслуживания на орбитах. В данном разделе приводится описание программно-математического обеспечения и приводятся примеры его применения для решения практических задач в условиях заданных исходных данных.

С целью демонстрации возможностей разработанного методического и программно-алгоритмического аппарата в качестве обслуживаемой системы целевых КА принимается одна из группировок из телекоммуникационных КА спутниковых систем Иридиум, Глобалстар и Орбком [102, 103], находящихся на существенно отличающихся по высоте низких орбитах.

Номинальная орбитальная группировка системы Иридиум насчитывает 66 основных и 6 резервных спутников в шести орбитальных плоскостях с наклоном орбиты 86,4 градуса, высотой орбиты 780 км. Штатная орбитальная группировка Globalstar состоит из 48 основных и 8 резервных спутников в 8 орбитальных плоскостях с наклоном орбиты 52 градуса и высотой 1410 км. Космический сегмент системы Орбком включает 35 спутников в шести орбитальных плоскостях (31 КА в четырех плоскостях с наклоном 45 градусов, 2 КА в плоскости с наклоном 70 градусов, 2 КА в плоскости с наклоном 108 градусов) на высоте 830 км.

Общим у этих трех систем, кроме телекоммуникационного назначения, является взаимосвязанность входящих в каждую систему КА, то есть при выходе из строя хотя бы одного КА целевые свойства всей системы по обеспечению связью требуемых районов Земли значительно ухудшаются.

Заметим, что необходимость технического обслуживания указанных телекоммуникационных систем реально имеется. Действительно, в 2005 году у системы Глобалстар возникли проблемы со спутниками, выработавшими свои гарантийные ресурсы, в результате чего началась устойчивая деградация космического сегмента системы. Пять спутников системы были уведены на орбиты захоронения, еще два спутника из-за катастрофических отказов бортовых систем не смогли уйти на орбиты захоронения и остались на целевой орбите. К середине 2007 года уже 10 спутников были исключены из состава системы. В том же году система была пополнена 8 новыми КА, стоимость каждого из которых составляла около 16 млрд. долларов США. Тем не менее, деградация космического сегмента продолжилась, и к концу 2010 года в ней осталось не более 20 работоспособных спутников. По данным [95] на начало 2017 года на околоземных орбитах зафиксировано 84 КА системы Глобалстар, большинство из которых не активны. Это говорит о том, что в номинальной группировке не хватает как минимум четверти функционирующих КА, не говоря уже о резервных.

С учетом изложенного указанные орбитальные группировки из КА на низких круговых, существенно отличающихся по долготе восходящего узла орбитах представляют практический интерес с точки зрения проведения их технического обслуживания.

3.1. Программно-математическое обеспечение проектирования орбитального построения космического комплекса

Согласно постановке задачи требуется определить количество обслуживающих орбитальных станций и параметры их орбит для обслуживания заданных целевых КА за фиксированное время с минимальными затратами суммарной характеристической скорости. Ниже приведен рабочий алгоритм и блок-схема программно-математического обеспечения, созданного для решения указанной задачи с применением разработанного в разделах 1 и 2 теоретического и алгоритмического аппарата.

Алгоритм решения задачи состоит из следующих этапов:

1. Ввод исходных данных: количество целевых КА K , параметры их орбит соответственно большая полуось a_f , эксцентриситет e_f , наклонение i_f , аргумент перигея ω_f , долгота восходящего узла Ω_f , аргумент широты u_f целевых КА, общее время обслуживания Δt , максимальное количество модулей на борту одной станции M_{\max} и ограничения на затраты суммарной характеристической скорости орбитального модуля $\Delta V_{\text{зад}}$.

2. На втором шаге выполнения программы проводится проверка введенных исходных данных на соответствие условиям (1.7). Если все условия выполнены, то осуществляется переход к действию 3, в противном случае – возврат к действию 1 и корректировка исходных данных.

3. Построение портрета отклонений $\Delta\Omega_f(\Delta t)$ долгот восходящих узлов орбит всех целевых КА от долготы восходящего узла базового целевого КА в течение заданного промежутка времени Δt .

4. Определение рационального количества орбитальных станций S_0 и параметров их орбит $a_{j0}, e_{j0}, i_{j0}, \omega_{j0}, \Omega_{j0}, u_{j0}$ таких, чтобы линии узлов орбит станций и всех целевых КА пересекались в течение заданного промежутка времени Δt .

5. Определение максимального значения суммарной характеристической скорости ΔV_{kj} для перелета орбитального модуля в окрестность целевого КА, орбита которого в момент времени совмещения линий узлов имеет максимальное отклонение от орбиты станции по большой полуоси, соответствующее максимальному углу наклона α_{\max} на портрете отклонений. Определение максимального значения суммарной характеристической скорости $\Delta V_{j\max}$, необходимой всем модулям для перелетов ко всем целевым КА и обратно на станцию в моменты времени совмещения линий узлов.

6. Проверка выполнения условия (1.6). Если условие выполнено, то осуществляется переход к следующему шагу, в противном случае увеличивается число орбитальных станций и осуществляется возврат к шагу 4.

7. Проверка выполнения условия (2.1). Если условие выполнено, то осуществляется вывод конечных результатов, выполнение программы завершается. В противном случае осуществляется обращение к блоку планирования и переход к следующему шагу.

8. Ввод выбранного на шаге 4 количества и параметров орбит станций.

9. Назначение каждому модулю ограниченное число целевых КА для обслуживания в течение одного вылета с орбитальной станции, учитывая ограничение (1.3) на количество орбитальных модулей на одной станции. Выбор целевых КА для каждого модуля осуществляется по критерию минимума затрат суммарной характеристической скорости на каждый перелет. Оценка возможности обслуживания выбранной совокупности целевых КА осуществляется в блоке оценки.

10. Оценка затрат суммарной характеристической скорости, необходимой модулям для обслуживания назначенных им целевых КА. В случае если суммарные затраты характеристической скорости ΔV_{kj} на все перелеты одного модуля (включая возврат на станцию) превышает $\Delta V_{зад}$ по условию (1.6), то происходит перераспределение целевых КА по орбитальным модулям. В обратном случае, если условие (1.6) выполнено, то осуществляется переход к следующему шагу.

11. Расчет затрат суммарной характеристической скорости всех орбитальных модулей ΔV_j , принадлежащих одной j -ой станции.

12. Проверка выполнения условия (2.1). Если условие выполнено, то осуществляется вывод конечных результатов, выполнение программы завершается. В противном случае осуществляется уточнение количества орбитальных станций и возврат к шагу 4.

13. Осуществляется вывод конечных результатов, а именно минимальное количество S_{\min} орбитальных станций, параметры их орбит $a_j, e_j, i_j, \omega_j, \Omega_j, u_j$, количество M орбитальных модулей, суммарные затраты характеристической скорости k -го орбитального модуля ΔV_{kj} , принадлежащего j -ой станции, и их сумма ΔV_j .

Блок-схема программно-математического обеспечения представлена на рис. 3.1. Результаты работы программно-математического обеспечения и примеры решения задачи обслуживания представлены в следующих подразделах.

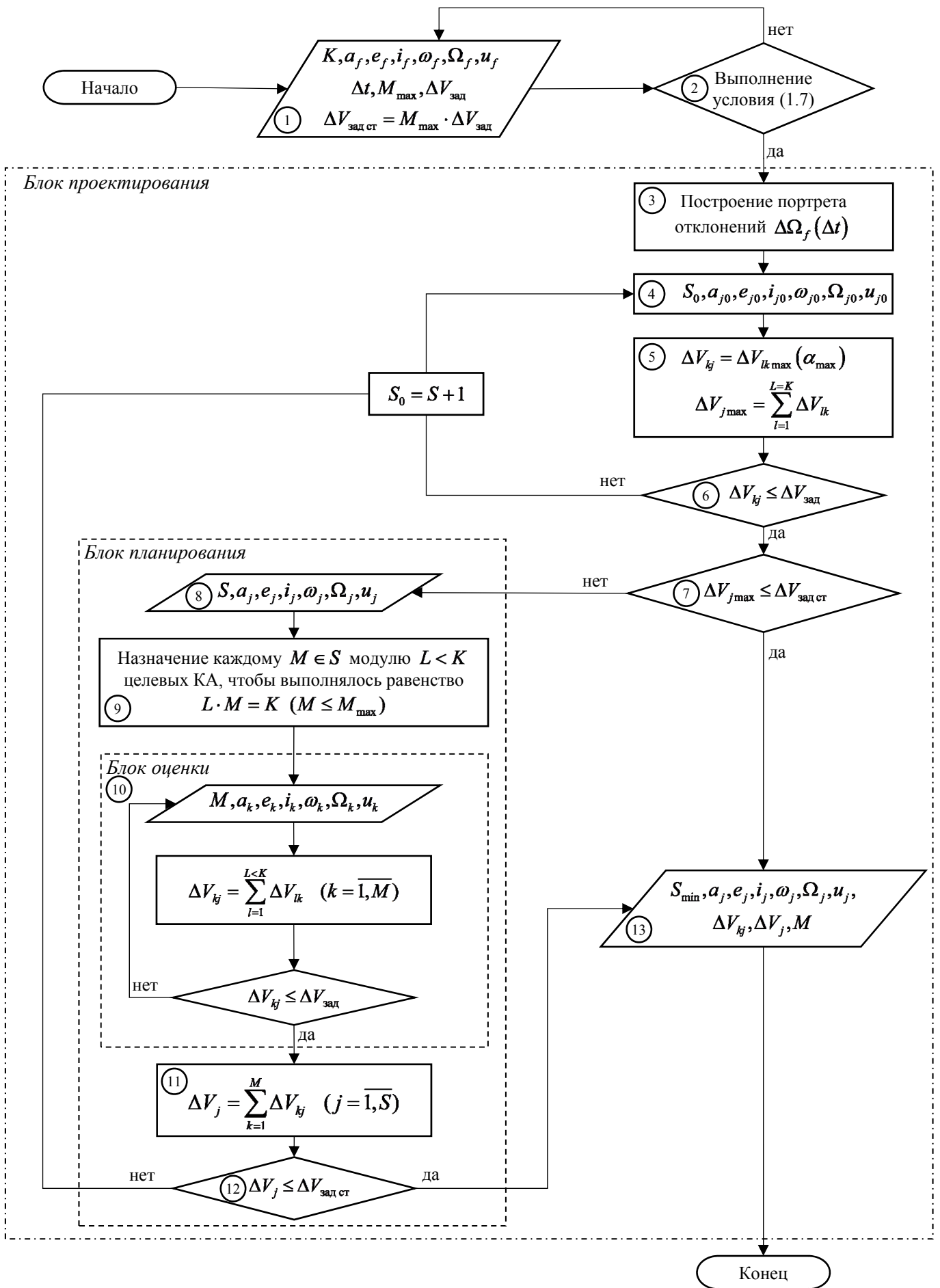


Рисунок 3.1 – Блок-схема работы программно-математического обеспечения

3.2. Построение и анализ портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА

Примем в качестве обслуживаемой группировки систему КА Глобалстар [104], находящихся на круговых орбитах с близкими значениями наклона, но расположенные в орбитальных плоскостях, существенно разнесенных по долготе восходящего узла. Принятая для анализа группировка включает как действующие, так и нефункционирующие КА, находящиеся на орбитах с различными высотами. Параметры орбит обслуживаемых КА представлены в табл. 3.1 [95].

Анализ исходных данных в табл. 3.1 показывает, что среднее значение эксцентриситетов орбит целевых КА и отклонение по наклону их орбит соответствуют условию (1.7). Также видно, что большие полуоси рассматриваемых целевых КА имеют существенные отличия. В этом случае в соответствии с приведенным алгоритмом в подразделе 2.1 построение портрета отклонений будет осуществляться в два этапа. Сначала будет построен портрет для отклонений от среднего значения параметров орбит целевых КА, а затем, после выявления линий с максимальным отрицательным коэффициентом, будет выбран основной базовый КА, относительно которого будет построен окончательный портрет.

Таблица 3.1 – Параметры орбит целевых КА

№	КА	T (сек)	a (км)	e	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M001	6978,53	7892,87	0,00010	52,00	320,75	261,77	206,39	1998
2	GS-M002	7438,92	8236,31	0,00010	52,00	307,60	13,07	52,47	1998
3	GS-M003	7129,31	8006,16	0,00066	51,98	230,84	25,55	299,44	1998
4	GS-M004	6839,44	7787,64	0,00027	52,00	334,49	51,33	204,18	1998
5	GS-M006	7460,00	8251,86	0,00036	52,00	344,58	297,66	187,55	1998
6	GS-M008	6990,53	7901,92	0,00030	52,00	180,60	91,91	207,39	1998
7	GS-M014	7413,70	8217,68	0,00008	51,99	98,25	359,28	78,95	1998
8	GS-M015	7520,78	8296,62	0,00132	51,98	24,77	254,38	99,37	1998
9	GS-M019	7118,15	7997,80	0,00006	51,99	243,90	323,05	286,87	1999
10	GS-M022	7185,50	8048,17	0,00021	52,01	229,61	349,52	249,41	1999
11	GS-M023	6844,37	7791,39	0,00108	52,01	188,11	33,75	251,29	1999
12	GS-M024	7782,87	8488,26	0,00023	52,00	117,15	103,94	46,52	1999
13	GS-M025	7696,97	8425,70	0,00010	51,98	76,22	67,61	94,61	1999
14	GS-M026	6844,79	7791,71	0,00028	52,00	322,19	301,95	82,21	1999
15	GS-M027	7823,60	8517,85	0,00219	52,02	77,28	94,04	310,75	1999
16	GS-M028	6909,37	7840,64	0,00632	51,97	251,85	338,33	107,55	1999
17	GS-M029	7201,05	8059,78	0,00029	51,98	188,97	115,42	323,55	1999
18	GS-M030	7480,20	8266,74	0,00032	51,99	288,50	241,35	71,55	1999
19	GS-M031	7105,60	7988,40	0,00015	52,00	83,06	23,59	290,11	1999
20	GS-M032	7721,00	8443,22	0,00012	52,00	184,63	93,51	175,45	1999
21	GS-M033	7080,50	7969,57	0,00117	51,99	114,19	342,24	246,02	1999
22	GS-M034	7325,90	8152,67	0,00140	51,99	6,21	64,57	105,87	1999
23	GS-M035	7822,52	8517,08	0,00136	52,00	52,43	58,07	104,55	1999
24	GS-M036	7281,60	8119,77	0,00112	52,00	294,27	45,41	166,13	1999
25	GS-M037	6844,66	7791,61	0,00013	52,00	191,43	164,87	197,47	1999
26	GS-M038	7010,59	7917,03	0,00024	52,00	99,42	266,73	34,20	1999
27	GS-M039	6845,27	7792,07	0,00038	51,98	44,09	249,81	316,03	1999
28	GS-M040	6847,02	7793,40	0,00008	51,99	102,75	31,61	318,33	1999
29	GS-M041	7220,53	8074,31	0,00037	52,00	92,23	137,41	346,39	1999
30	GS-M042	7070,41	7962,00	0,00034	52,00	123,07	69,95	43,37	1999
31	GS-M043	7675,58	8410,07	0,00138	51,94	124,87	44,21	308,34	1999
32	GS-M044	7259,41	8103,27	0,00051	52,00	239,77	251,22	284,36	1999
33	GS-M045	7041,90	7940,58	0,00003	52,00	55,36	46,78	354,78	1999
34	GS-M046	7144,48	8017,51	0,00025	52,01	225,32	52,68	168,58	1999
35	GS-M047	7633,26	8379,14	0,00172	51,98	36,87	237,50	323,32	1999
36	GS-M048	7620,34	8369,67	0,00131	51,94	270,46	58,15	130,58	1999
37	GS-M049	7769,18	8478,31	0,00020	51,99	350,23	307,70	9,84	1999
38	GS-M050	7156,03	8026,15	0,00097	52,00	40,20	256,85	26,24	1999
39	GS-M051	7564,63	8328,83	0,00008	51,98	193,25	240,29	292,29	1999
40	GS-M052	7748,74	8463,44	0,00032	51,99	125,82	99,29	278,46	1999
41	GS-M053	7662,11	8400,23	0,00024	52,00	254,27	153,65	286,81	1999
42	GS-M054	7584,46	8343,38	0,00060	52,02	243,17	15,37	286,34	1999
43	GS-M055	7028,22	7930,30	0,00067	52,00	229,26	140,43	207,79	1999

№	КА	T (сек)	a (км)	e	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
44	GS-M056	7171,85	8037,97	0,00009	52,00	196,77	307,06	330,24	1999
45	GS-M057	7054,67	7950,18	0,00034	52,00	170,02	54,98	190,07	1999
46	GS-M058	7241,68	8090,07	0,00015	52,00	98,71	20,72	340,30	1999
47	GS-M059	7200,49	8059,36	0,00015	52,00	78,07	224,79	352,30	1999
48	GS-M060	7096,20	7981,35	0,00026	52,00	347,69	3,30	27,17	2000
49	GS-M061	7342,40	8164,91	0,00051	51,98	330,34	207,73	164,95	1999
50	GS-M062	6949,03	7870,61	0,00068	51,98	43,53	116,45	333,92	2000
51	GS-M063	6844,82	7791,73	0,00018	52,00	162,06	75,31	0,80	2000
52	GS-M064	7269,89	8111,06	0,00015	52,00	278,83	45,16	81,23	2000
53	GS-M065	6844,83	7791,74	0,00010	51,99	117,31	205,18	22,35	2007
54	GS-M066	6844,82	7791,73	0,00003	51,97	40,34	335,22	357,81	2007
55	GS-M067	6844,84	7791,74	0,00001	51,98	78,02	23,74	357,72	2007
56	GS-M068	6842,57	7790,02	0,00007	51,99	123,75	291,09	279,93	2007
57	GS-M069	6844,83	7791,74	0,00009	51,99	132,79	164,05	36,68	2007
58	GS-M070	6844,83	7791,74	0,00014	51,98	127,61	115,46	28,13	2007
59	GS-M071	6844,80	7791,71	0,00024	52,01	92,66	166,98	80,03	2007
60	GS-M072	6844,80	7791,71	0,00008	52,01	53,70	257,50	71,07	2007
61	GS-M073	6844,84	7791,75	0,00005	52,01	116,06	73,24	44,05	2010
62	GS-M074	6844,82	7791,73	0,00006	52,00	114,75	119,04	259,46	2010
63	GS-M075	6844,85	7791,75	0,00014	51,99	101,59	162,08	286,99	2010
64	GS-M076	6844,89	7791,78	0,00003	52,00	292,29	118,82	87,62	2010
65	GS-M077	6844,86	7791,76	0,00009	52,01	128,77	76,53	25,45	2010
66	GS-M078	6844,84	7791,74	0,00007	51,99	51,98	297,53	308,12	2013
67	GS-M079	6844,84	7791,75	0,00007	52,00	104,02	117,26	32,83	2010
68	GS-M080	6844,88	7791,77	0,00002	52,01	27,28	29,04	52,30	2011
69	GS-M081	6844,85	7791,75	0,00011	51,99	102,77	207,16	289,95	2011
70	GS-M082	6844,84	7791,74	0,00006	52,01	59,54	343,66	92,51	2011
71	GS-M083	6844,85	7791,75	0,00006	51,99	83,11	26,34	69,08	2011
72	GS-M084	6844,84	7791,74	0,00006	52,00	109,06	26,81	308,07	2011
73	GS-M085	6844,83	7791,73	0,00012	51,98	77,35	206,13	321,55	2011
74	GS-M086	6844,82	7791,73	0,00004	51,99	45,65	340,48	334,67	2011
75	GS-M088	6844,85	7791,75	0,00009	51,97	77,05	293,55	317,91	2011
76	GS-M089	6844,83	7791,73	0,00005	51,99	114,28	160,81	62,67	2011
77	GS-M090	6844,85	7791,75	0,00004	51,99	34,28	342,07	66,80	2011
78	GS-M091	6844,84	7791,74	0,00010	52,00	65,87	251,61	341,49	2011
79	GS-M092	6844,83	7791,74	0,00009	52,01	130,26	73,39	45,76	2011
80	GS-M093	6844,83	7791,74	0,00001	51,98	131,63	250,03	228,46	2013
81	GS-M094	6844,84	7791,74	0,00010	51,99	98,46	162,36	261,64	2013
82	GS-M095	6844,84	7791,75	0,00009	51,98	55,55	296,76	304,54	2013
83	GS-M096	6844,84	7791,74	0,00019	52,01	77,50	207,39	282,60	2013
84	GS-M097	6844,82	7791,73	0,00007	52,00	60,18	254,19	299,92	2013

Портрет отклонений по долготе восходящего узла орбит обслуживаемых КА от базового КА, имеющего средние значения элементов орбит всех рассматриваемых КА, представлен на рис. 3.2. Каждому целевому КА на портрете отклонений соответствует своя линия, характеризующая закон эволюции долготы восходящего узла с течением времени. Пересечениям линий соответствует совпадение долгот восходящих узлов орбит.

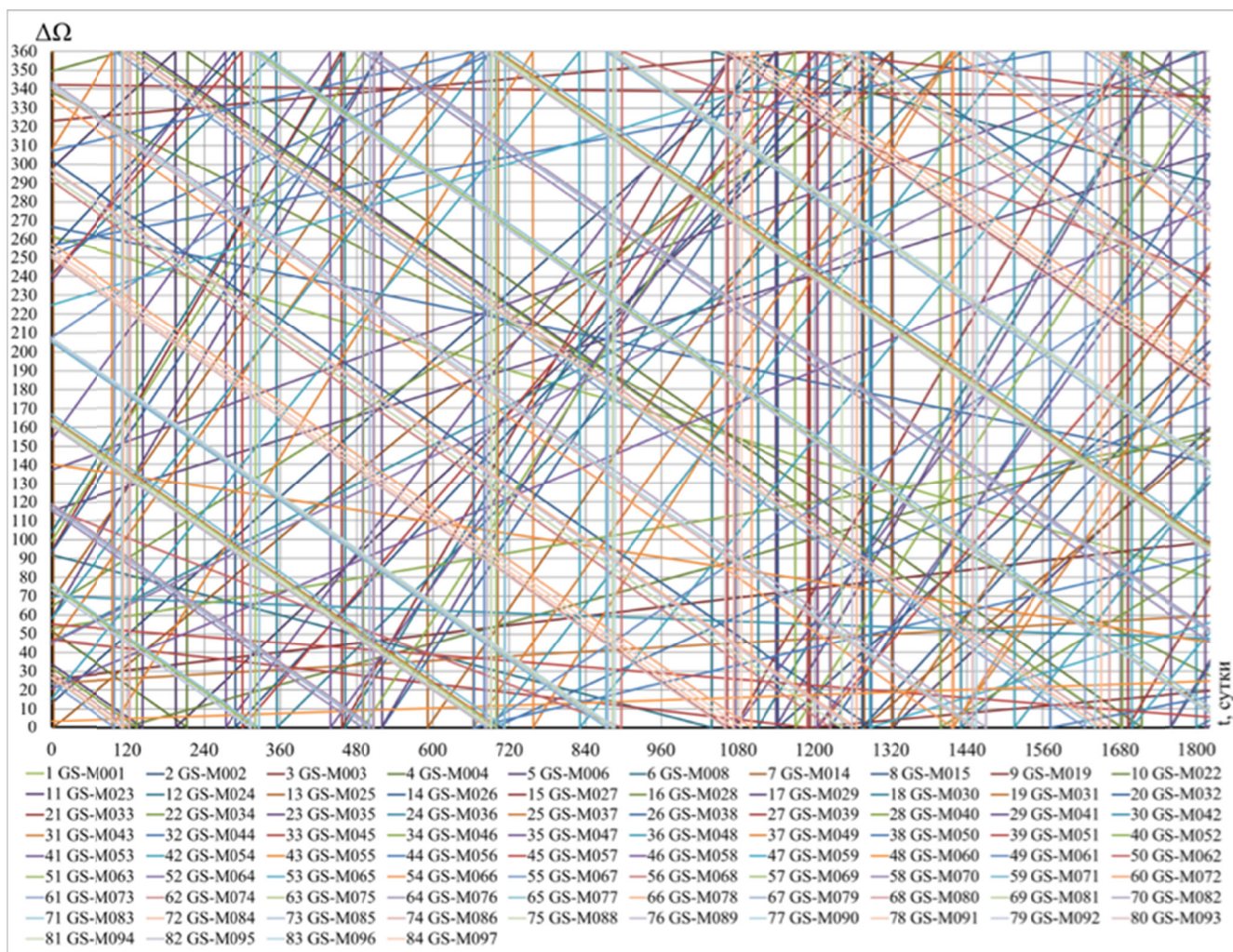


Рисунок 3.2 – Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА в отклонении от ДВУ орбиты среднего базового целевого КА в течение пяти лет

Угол наклона линий зависит от большой полуоси, наклона и эксцентриситета орбиты каждого целевого КА. В данном случае на эволюцию долготы восходящего узла существенно влияет только разница больших полуосей. Наклонение и эксцентриситет имеют близкие значения, что соответствует постановке задачи, и не оказывают сильного влияния на углы наклона линий. Одновременно здесь хорошо прослеживаются квазипараллельные

линии, сгруппированные на равном угловом расстоянии друг от друга, при этом имеющие максимальный отрицательный коэффициент. Именно одна из этих линий будет принята в качестве основной базовой, относительно которой будет уточнен портрет отклонений (рис. 3.3).

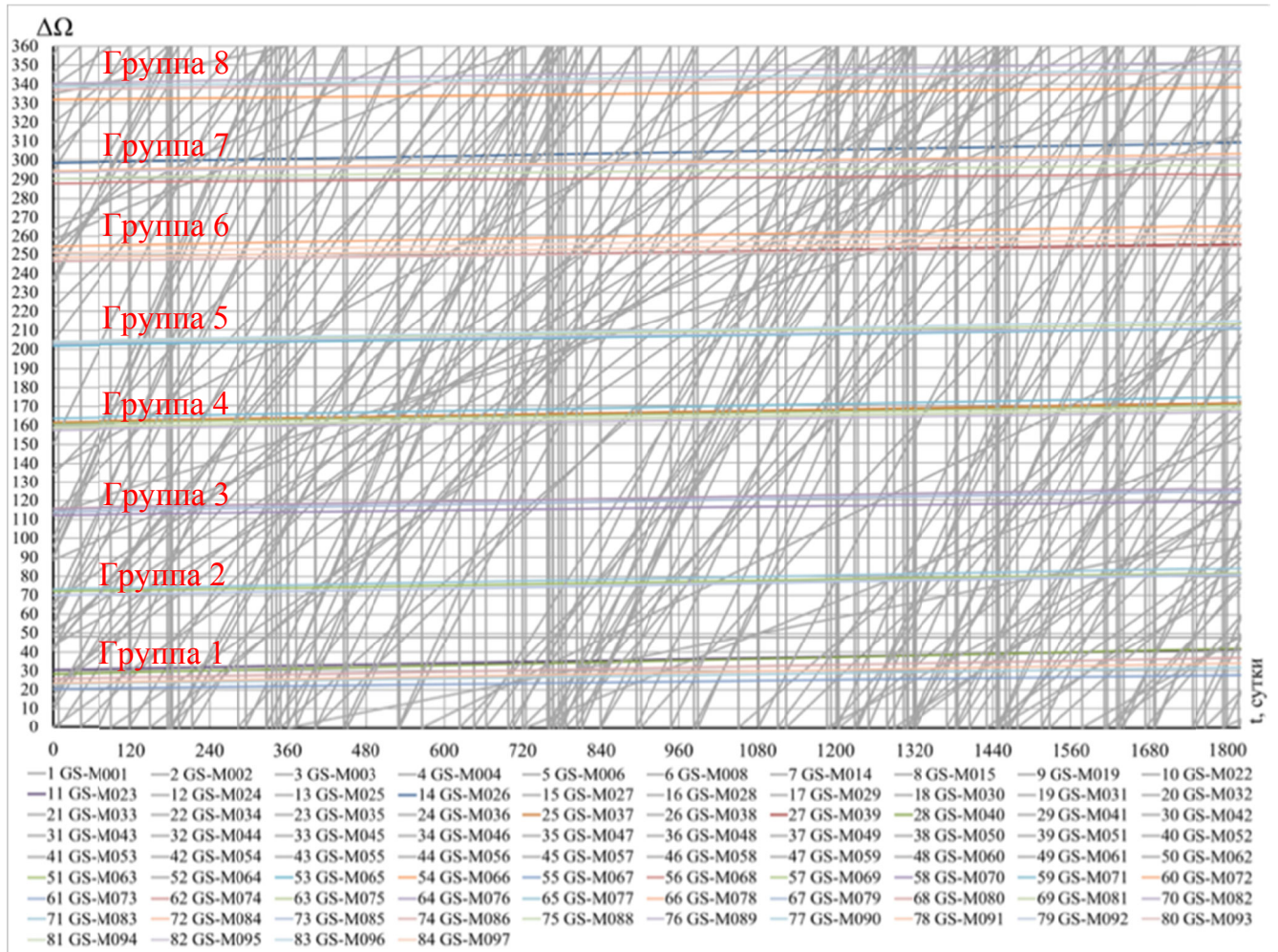


Рисунок 3.3 – Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА в отклонении от ДВУ орбиты основного базового целевого КА в течение пяти лет

Стоит отметить, что скопления квазипараллельных к оси абсцисс линий, составляющие группы 1-8 на рис. 3.3 соответствуют линиям отклонений долгот восходящих узлов орбит действующих КА, находящихся на своих рабочих орбитах. Остальные целевые КА, находящиеся вне рабочих орбит (серые линии на рис. 3.3), далее будут называться нефункционирующими целевыми КА.

Рассмотрим действующие целевые КА отдельно от нефункционирующих целевых КА (находящихся выше рабочих орбит). На рис. 3.3 видно, что линии

относительной эволюции долгот восходящих узлов орбит действующих целевых КА разделены на восемь групп, соответствующие восьми орбитальным плоскостям, разнесенным между собой на 45 градусов по долготе восходящего узла. Однако видно, что со временем плоскости действующих целевых КА в своих группах начинают расходиться. Это вызвано тем, что портрет отклонений долгот восходящих узлов не учитывает маневры поддержания заданной номинальной орбиты. Одновременно присутствует ошибка в определении начального положения, что тоже вносит свой вклад в это расхождение. Элементы орбит составляющих группы целевых КА приведены в табл. 3.2-3.9.

Таблица 3.2 – Группа 1 ($\Delta\Omega_0 = 28,55$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M067	6844,84	7791,74	51,98	78,02	23,74	357,72	2007
2	GS-M083	6844,85	7791,75	51,99	83,11	26,34	69,08	2011
3	GS-M084	6844,84	7791,74	52,00	109,06	26,81	308,07	2011
4	GS-M080	6844,88	7791,77	52,01	27,28	29,04	52,30	2011
5	GS-M040	6847,02	7793,40	51,99	102,75	31,61	318,33	1999
6	GS-M023	6844,37	7791,39	52,01	188,11	33,75	251,29	1999

Таблица 3.3 – Группа 2 ($\Delta\Omega_0 = 74,62$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M073	6844,84	7791,75	52,01	116,06	73,24	44,05	2010
2	GS-M092	6844,83	7791,74	52,01	130,26	73,39	45,76	2011
3	GS-M063	6844,82	7791,73	52,00	162,06	75,31	0,80	2000
4	GS-M077	6844,86	7791,76	52,01	128,77	76,53	25,45	2010

Таблица 3.4 – Группа 3 ($\Delta\Omega_0 = 117,64$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M070	6844,83	7791,74	51,98	127,61	115,46	28,13	2007
2	GS-M079	6844,84	7791,75	52,00	104,02	117,26	32,83	2010
3	GS-M076	6844,89	7791,78	52,00	292,29	118,82	87,62	2010
4	GS-M074	6844,82	7791,73	52,00	114,75	119,04	259,46	2010

Таблица 3.5 – Группа 4 ($\Delta\Omega_0 = 163,53$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M089	6844,83	7791,73	51,99	114,28	160,81	62,67	2011
2	GS-M075	6844,85	7791,75	51,99	101,59	162,08	286,99	2010
3	GS-M094	6844,84	7791,74	51,99	98,46	162,36	261,64	2013
4	GS-M069	6844,83	7791,74	51,99	132,79	164,05	36,68	2007
5	GS-M037	6844,66	7791,61	52,00	191,43	164,87	197,47	1999
6	GS-M071	6844,80	7791,71	52,01	92,66	166,98	80,03	2007

Таблица 3.6 –. Группа 5 ($\Delta\Omega_0 = 206,47$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M065	6844,83	7791,74	51,99	117,31	205,18	22,35	2007
2	GS-M085	6844,83	7791,73	51,98	77,35	206,13	321,55	2011
3	GS-M081	6844,85	7791,75	51,99	102,77	207,16	289,95	2011
4	GS-M096	6844,84	7791,74	52,01	77,50	207,39	282,60	2013

Таблица 3.7 – Группа 6 ($\Delta\Omega_0 = 252,63$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M039	6845,27	7792,07	51,98	44,09	249,81	316,03	1999
2	GS-M093	6844,83	7791,74	51,98	131,63	250,03	228,46	2013
3	GS-M091	6844,84	7791,74	52,00	65,87	251,61	341,49	2011
4	GS-M097	6844,82	7791,73	52,00	60,18	254,19	299,92	2013
5	GS-M072	6844,80	7791,71	52,01	53,70	257,50	71,07	2007

Таблица 3.8 – Группа 7 ($\Delta\Omega_0 = 296,17$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M068	6842,57	7790,02	51,99	123,75	291,09	279,93	2007
2	GS-M088	6844,85	7791,75	51,97	77,05	293,55	317,91	2011
3	GS-M095	6844,84	7791,75	51,98	55,55	296,76	304,54	2013
4	GS-M078	6844,84	7791,74	51,99	51,98	297,53	308,12	2013
5	GS-M026	6844,79	7791,71	52,00	322,19	301,95	82,21	1999

Таблица 3.9 – Группа 8 ($\Delta\Omega_0 = 340,36$ град)

№	КА	T (сек)	a (км)	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)	Год зап.
1	GS-M066	6844,82	7791,73	51,97	40,34	335,22	357,81	2007
2	GS-M086	6844,82	7791,73	51,99	45,65	340,48	334,67	2011
3	GS-M090	6844,85	7791,75	51,99	34,28	342,07	66,80	2011
4	GS-M082	6844,84	7791,74	52,01	59,54	343,66	92,51	2011

Известно, что нормальное функционирование спутниковой системы ГлобалСтар происходит только при условии функционирования всех шести КА в каждой из восьми орбитальных плоскостей. Одновременно в каждой орбитальной плоскости группировки должен быть предусмотрен как минимум один резервный КА. Однако, в результате анализа рис. 3.3 и табл. 3.2-3.9 видно, что в рассматриваемых группах присутствует разное число КА, а именно в группах 2, 3, 5, 8 не хватает по два КА, а в группах 6 и 7 по одному КА. В то же время, нефункционирующие целевые КА расположены на орбитах значительно отличающихся по высоте, как от орбит действующих КА, так и между собой, вследствие этого, этим КА соответствует семейство постоянно пересекающихся линий. Для таких целевых КА портрет отклонений долгот восходящих узлов показан на рис. 3.4.

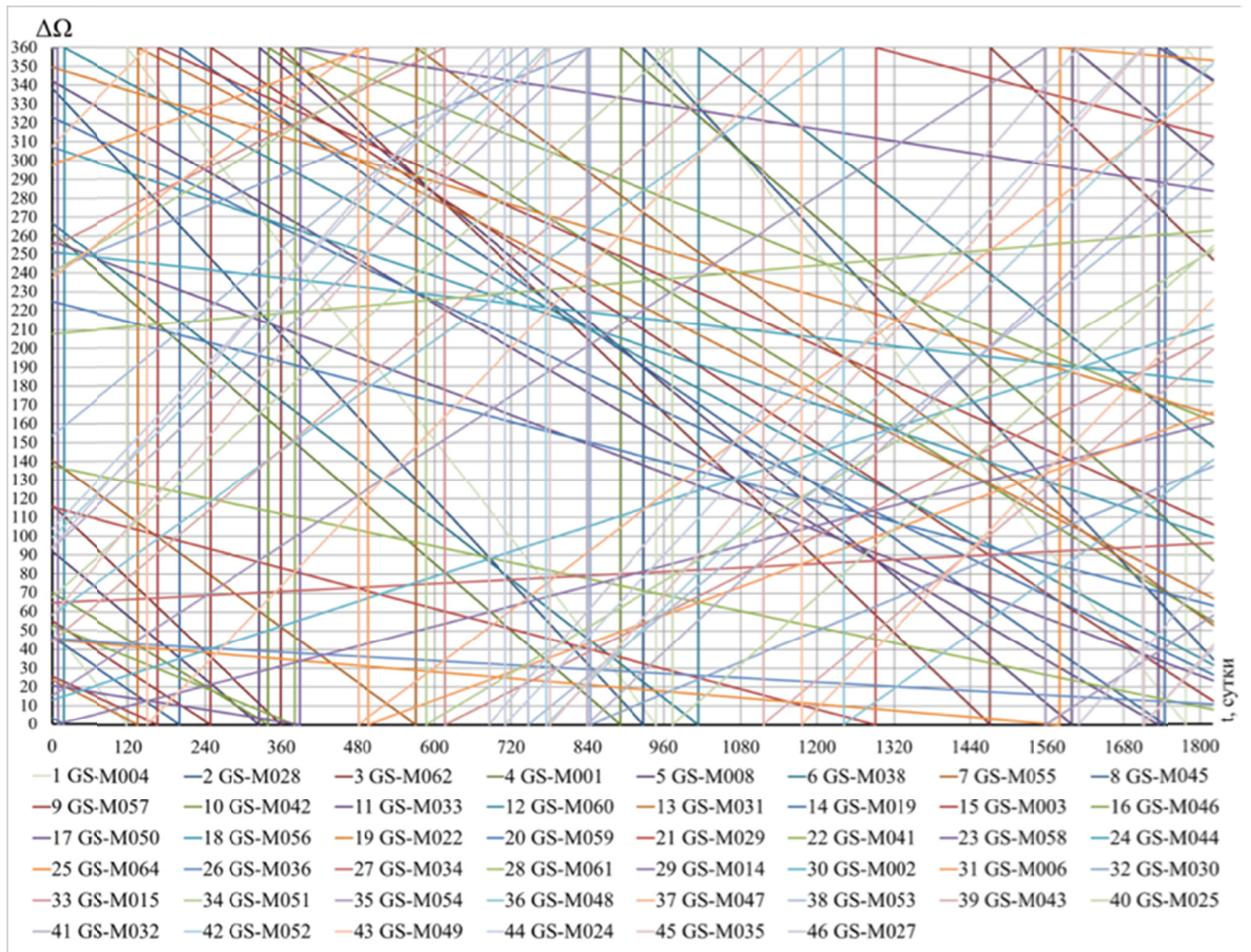


Рисунок 3.4 – Портрет отклонений ДВУ орбит 46 нефункционирующих целевых КА от ДВУ орбиты среднего базового целевого КА в течение пяти лет

В связи с изложенным предлагается рассмотреть выбор количества орбитальных станций и их орбитальное построение для целевых КА, находящихся на одинаковых (близких) и на существенно разных высотах по отдельности.

3.3. Выбор орбитального построения космического комплекса технического обслуживания целевых КА на орбитах с близкими высотами

Рассмотрим проектирование орбит орбитальных станций для обслуживания заданной группировки целевых КА, находящихся на орбитах с близкими высотами. С учетом этого полагаем заданными следующие параметры:

Исходные данные:

- $K = 38$ – количество целевых КА;
- $a_f, e_f, i_f, \omega_f, \Omega_f, u_f, f = \overline{1, K}$ – параметры орбит действующих целевых КА из табл. 3.2-3.9;
- $\Delta t = 5$ лет – продолжительность времени обслуживания;
- $\Delta V_{\text{зад}} = 600$ м/с;
- $M \leq 8$ – количество орбитальных модулей возвращаемого типа на каждой станции.

Необходимо определить:

- S_{\min} – минимальное количество орбитальных станций;
- $a_j, e_j, i_j, \omega_j, \Omega_j, u_j \quad (j = \overline{1, S})$ – параметры орбит станций.

Портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит групп действующих целевых КА показан на рис. 3.3. Однако, для решения задачи с учетом заданных выше исходных данных в портрет отклонений для наглядности необходимо внести несколько изменений. Во-первых, начальное значение долготы восходящего узла орбиты основного базового целевого КА в формуле (1.8), относительно которого строится портрет, должен быть равен нулю ($\Omega_0 = 0$), поскольку здесь рассматриваются близкие высоты. Во-вторых, поскольку целевые КА действующие, следовательно, необходимо учитывать и маневры поддержания, упомянутые в предыдущем подразделе. В связи с этим скорость прецессии орбиты основного базового целевого КА в формуле (1.8) также будет равна нулю ($\dot{\Omega}_0 = 0$). Следовательно, значение долготы восходящего узла орбит целевых КА не будет изменяться на промежутке времени Δt .

Согласно постановке задачи требуется провести обслуживание всех целевых КА за заданное время с минимальными затратами суммарной характеристической скорости, не превышающими заданные. В связи с этим необходимо выбрать количество и параметры орбит станций таким образом, чтобы обеспечить пересечение ее плоскости со всеми плоскостями целевых КА. При этом необходимо учитывать, что по условию задачи модули возвращаются на

орбитальные станции ККТО. А это значит, что они должны вернуться на станцию не позднее заданного времени Δt . Как известно, наклон линий относительной эволюции отклонений долгот восходящих узлов орбит зависит от большой полуоси и наклона орбит. Таким образом, чем больше угол между линиями, тем большие затраты суммарной характеристической скорости требуется для перелета. Следовательно, для уменьшения затрат суммарной характеристической скорости необходимо, чтобы линия, соответствующая плоскости орбитальной станции, имела наименьший наклон к линиям, соответствующим плоскостям обслуживаемых КА. Для обеспечения пересечения в необходимые моменты времени на портрете требуется также выбрать долготу восходящего узла орбиты орбитальной станции в момент времени, соответствующий начальному моменту времени на портрете $t=0$.

По результатам проведенных расчетов был построен портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит целевых КА (рис. 3.5) с учетом принятых изменений и с добавлением соответствующей линии для одной орбитальной станции, способной обслужить заданную группировку целевых КА для заданных исходных данных с параметрами орбиты, представленными в табл. 3.10.

Таблица 3.10 – Параметры орбиты ОС для обслуживания целевых КА

ОС	а (км)	Ω (град)
ОС	8089	23,74

В табл. 3.10 приведены только два параметра орбиты станции. Это связано с тем, что в нашем случае, в условиях имеющихся ограничений на орбиты обслуживаемых и обслуживающих систем (1.7), а также по причине выявленного в разделе 2 незначительного влияния аргумента широты орбит на затраты суммарной характеристической скорости, требуется определить только большую полуось и начальную долготу восходящего узла орбиты орбитальной станции. Все остальные недостающие параметры орбиты станции могут быть приняты в качестве параметров орбиты базового целевого КА.

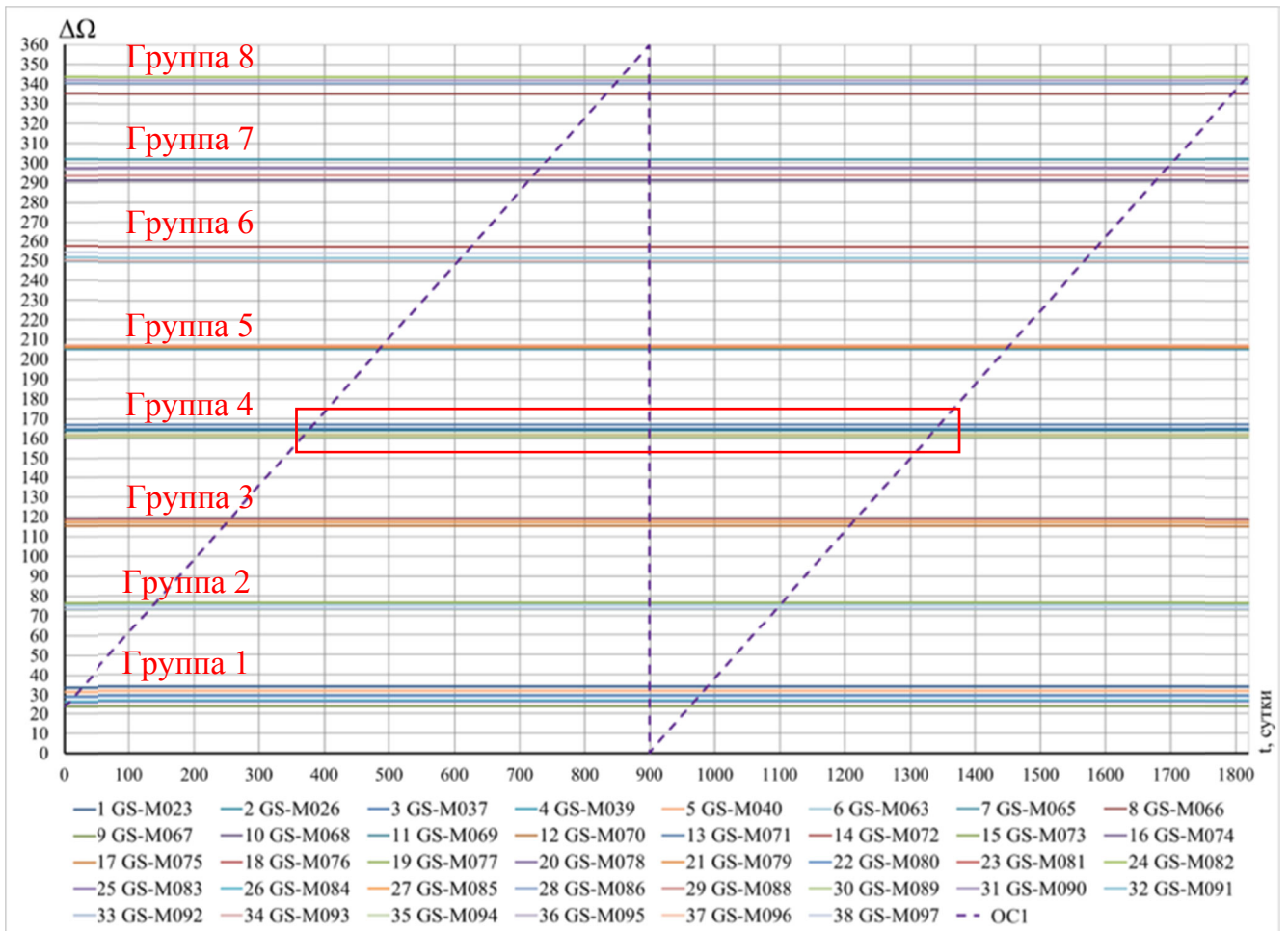


Рисунок 3.5 – Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА и ОС1 в течение 5 лет

Эффективность спроектированной орбиты станции и выполнение условия (1.6) могут быть проверены путем оценки затрат суммарной характеристической скорости перелетов орбитальных модулей в моменты пересечения орбиты станции с орбитами целевых КА, используя уравнение (2.4):

$$\Delta V_l = \frac{\Delta a}{2a_0} V_0, \quad (3.1)$$

$$\Delta V_l = \frac{\Delta a}{a_0} V_0. \quad (3.2)$$

Уравнение (3.1) используется для оценки суммарной характеристической скорости перелетов орбитальных модулей невозвращаемого типа (несмотря на то, что в постановке задачи имеется условие обязательного возвращения ОМ на

орбитальную станцию, здесь и в некоторых случаях далее для удобства изложения анализируется также случай, когда ОМ не возвращается), а уравнение (3.2) – для орбитальных модулей возвращаемого типа. В нашем случае модули возвращаемого типа, поэтому расчеты необходимо проводить по формуле (3.2):

$$\begin{aligned}\Delta a &= 297 \text{ км}, \\ \Delta V_{l_{\max}} &= 265,25 \text{ м/с} < \Delta V_{\text{зад}}, \\ \Delta V_{j_{\max}} &= \sum_{l=1}^{38} \Delta V_l = 10079,57 \text{ м/с}.\end{aligned}$$

Полученные затраты суммарной характеристической скорости $\Delta V_{l_{\max}}$ для перелета к одному целевому КА и возврата на станцию не превышают заданные $\Delta V_{\text{зад}}$, что соответствует условию (1.6), однако, исходя из имеющегося ограничения на количество орбитальных модулей $M \leq 8$, максимальные затраты суммарной характеристической скорости всей станции $\Delta V_{j_{\max}}$ по сумме всех перелетов превышают заданные затраты $\Delta V_{\text{зад ст}}$, определяемые из следующего выражения:

$$\Delta V_{\text{зад ст}} = M_{\max} \cdot \Delta V_{\text{зад}} = 4800 \text{ м/с}. \quad (3.3)$$

В этой связи необходимо либо добавлять дополнительные станции на более низких орбитах, либо увеличивать продолжительность обслуживания Δt . Но существует и третий вариант. Поскольку в данном примере целевые КА, помимо одинаковой высоты сгруппированы и по близкой долготе восходящего узла, то для расчета затрат суммарной характеристической скорости перелетов к таким целевым КА можно воспользоваться подходом, исследованным в подразделе 2.3.2.

В результате решения задачи планирования с использованием алгоритмов из подраздела 2.3.2 было установлено, что обслуживание группировки заданных

целевых КА может быть осуществлено с помощью этой же орбитальной станции, оснащенной восемью орбитальными модулями возвращаемого типа, что не противоречит условию задачи по количеству модулей.

Схема перелетов одного из орбитальных модулей приведена на рис. 3.6. В момент первого пересечения плоскости орбитальной станции с плоскостью первой группы целевых КА орбитальный модуль отделяется от орбитальной станции, выполняя первый компланарный маневр по перелету к ближайшему целевому КА группы. Таким образом, орбитальный модуль попадает в так называемую плоскость обслуживания, где все целевые КА группы имеют близкие значения долгот восходящих узлов. Далее происходит некомпланарный облет всех целевых КА по наикратчайшему пути, определяемому долготой восходящего узла орбит. В момент следующего пересечения плоскости обслуживания с плоскостью орбитальной станции орбитальный модуль выполняет второй компланарный маневр по возврату на орбитальную станцию. По такой схеме происходит движение каждого орбитального модуля.

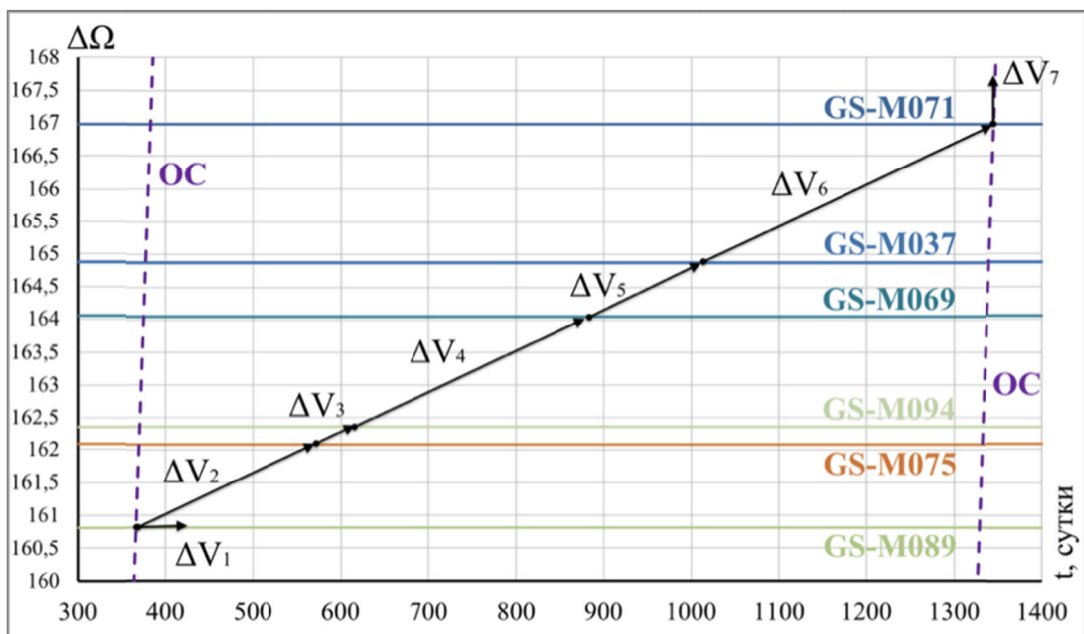


Рисунок 3.6 – Схема движения ОМ в плоскости четвертой группы целевых КА

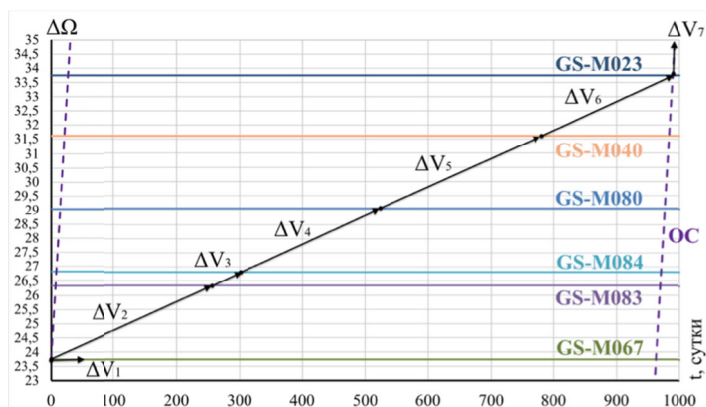
На рисунке видно, что промежуток времени между двумя пересечениями плоскостей для каждой группы составляет порядка двух с половиной лет,

следовательно, каждому орбитальному модулю необходимо уложиться именно в этот промежуток времени с целью выполнить поставленную орбитальной станции задачу в целом. В дальнейшем перелеты с орбиты орбитальной станции в плоскость обслуживания и обратно будут называться «внешними», а внутри плоскости – «внутренними».

Внешние перелеты осуществляются с помощью двух импульсов скорости в момент совпадения долготы восходящего узла орбит станции и плоскостью обслуживания целевых КА. Суммарные затраты характеристической скорости такого перелета оцениваются по формуле (3.1). Параметры импульсов внутренних перелетов определяются по формулам (2.34)-(2.37), а алгоритм расчета описан в подразделе 2.3.2. Схемы перелетов орбитальных модулей и соответствующие им минимальные энергетические характеристики маневров, необходимые для обслуживания заданной группировки целевых КА представлены в табл. 3.11.

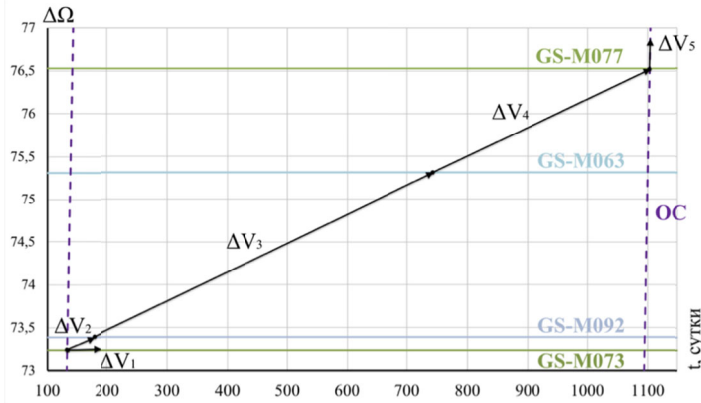
Таблица 3.11 – Затраты суммарной характеристической скорости орбитальных модулей на обслуживание целевых КА

ОМ1



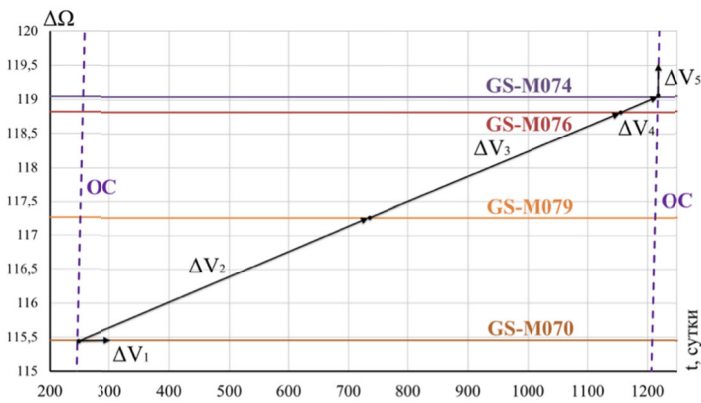
№ п/п	Орбита прилета	Δa , км	$\Delta \Omega$, град	ΔV , м/с
1	GS-M067	297,27	0	132,63
2	GS-M083	0	2,6	7,08
3	GS-M084	0	0,47	9,80
4	GS-M080	0	2,23	6,52
5	GS-M040	0	2,57	7,13
6	GS-M023	0	2,14	7,42
7	OC1	297,27	0	132,63
				303,20

OM2



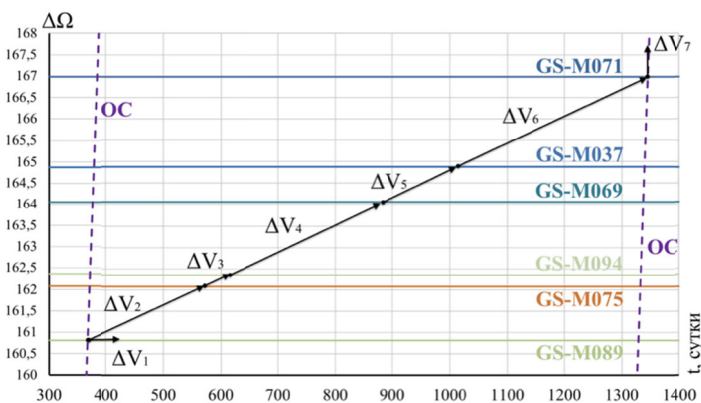
№ п/п	Орбита прилета	Δa , км	$\Delta\Omega$, град	ΔV , м/с
1	GS-M073	297,27	0	132,63
2	GS-M092	0	0,15	11,65
3	GS-M063	0	1,92	2,37
4	GS-M077	0	1,22	2,21
5	OC	297,27	0	132,63
				281,48

OM3



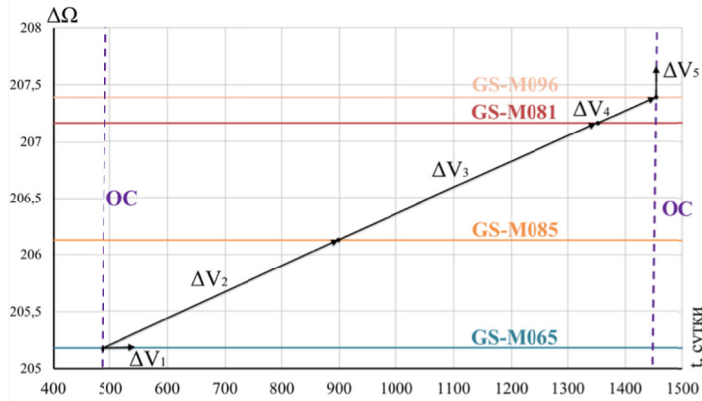
№ п/п	Орбита прилета	Δa , км	$\Delta\Omega$, град	ΔV , м/с
1	GS-M070	297,27	0	132,63
2	GS-M079	0	1,8	2,30
3	GS-M076	0	1,56	2,82
4	GS-M074	0	0,22	14,30
5	OC	297,27		132,63
				284,67

OM4



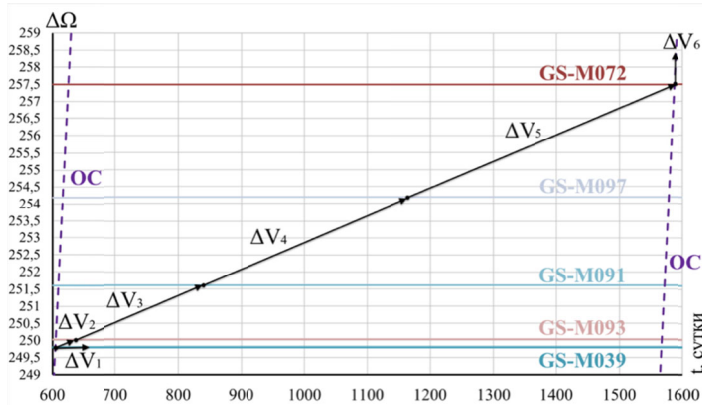
№ п/п	Орбита прилета	Δa , км	$\Delta\Omega$, град	ΔV , м/с
1	GS-M089	297,27	0	132,63
2	GS-M075	0	1,27	4,22
3	GS-M094	0	0,28	22,57
4	GS-M069	0	1,69	4,15
5	GS-M037	0	0,82	7,85
6	GS-M071	0	2,11	4,73
7	OC	297,27	0	132,63
				308,77

OM5



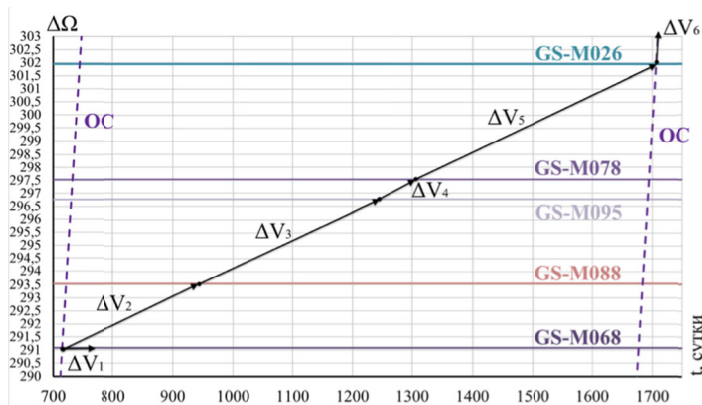
№ п/п	Орбита прилета	Δa, км	ΔΩ, град	ΔV, м/с
1	GS-M065	297,27	0	132,63
2	GS-M085	0	0,95	2,30
3	GS-M081	0	1,03	1,74
4	GS-M096	0	0,23	9,16
5	OC	297,27	0	132,63
				278,45

OM6

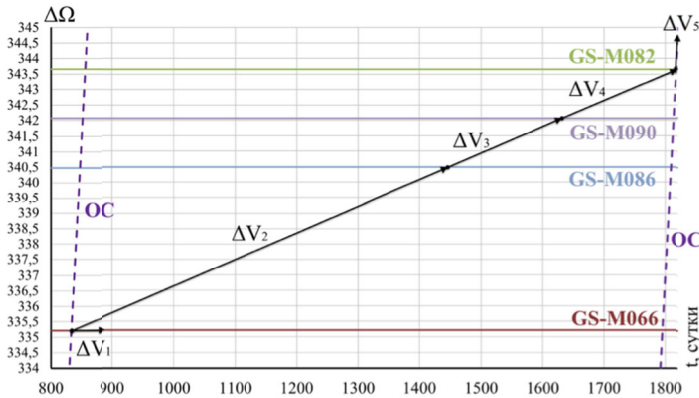


№ п/п	Орбита прилета	Δa, км	ΔΩ, град	ΔV, м/с
1	GS-M039	297,27	0	132,63
2	GS-M093	0	0,22	23,80
3	GS-M091	0	1,58	5,82
4	GS-M097	0	2,58	5,73
5	GS-M072	0	3,31	5,34
6	OC	297,27	0	132,63
				305,94

OM7



№ п/п	Орбита прилета	Δa, км	ΔΩ, град	ΔV, м/с
1	GS-M068	297,27	0	132,63
2	GS-M088	0	2,46	6,87
3	GS-M095	0	3,21	8,50
4	GS-M078	0	0,77	13,96
5	GS-M026	0	4,42	7,53
6	OC	297,27	0	132,63
				302,11



№ п/п	Орбита прилета	Δa, км	ΔΩ, град	ΔV, м/с
1	GS-M066	297,27	0	132,63
2	GS-M086	0	5,26	5,36
3	GS-M090	0	1,59	6,23
4	GS-M082	0	1,59	5,98
5	ОС	297,27	0	132,63
				282,82

Таким образом, можно получить суммарную энергетiku выбранной орбитальной станции для обслуживания всех целевых КА за заданный промежуток времени (табл. 3.12).

Таблица 3.12 – Затраты суммарной характеристической скорости ОС1

ОМ	Целевые КА	ΔV, м/сек
ОМ1	Группа 1	303,20
ОМ2	Группа 2	281,48
ОМ3	Группа 3	284,67
ОМ4	Группа 4	308,77
ОМ5	Группа 5	278,45
ОМ6	Группа 6	305,94
ОМ7	Группа 7	302,11
ОМ8	Группа 8	282,82
		2347,45

Полученные в табл. 3.12 затраты суммарной характеристической скорости каждого орбитального модуля по сравнению с затратами на этапе решения задачи проектирования увеличились, однако не превысили заданные затраты $\Delta V_{\text{зад}}$, а эффективность каждого модуля возросла в несколько раз, поскольку он обслуживает не один, а несколько целевых КА. В то же время, затраты суммарной характеристической скорости орбитальной станции ΔV_j уменьшились более чем в 5

раз по сравнению с $\Delta V_{j_{\max}}$, при этом составили почти в два раза меньше заданных $\Delta V_{\text{зад ст}}$.

Примечательно, что при проектировании орбит станций для обслуживания группировок целевых КА, находящихся на близких высотах, с помощью двух и более станций угол наклона α_{\max} для всех станций будет одинаковым, или иметь незначительное отличие. В связи с этим, можно сделать важный вывод, что по мере увеличения числа орбитальных станций и равномерного их расположения относительно оси $\Delta\Omega$ будут пропорционально уменьшаться отклонения больших полуосей орбит станций и целевых КА (поскольку будет уменьшаться угол α_{\max}), а, следовательно, затраты суммарной характеристической скорости на внешние перелеты будут уменьшаться также пропорционально. Энергетика внутренних перелетов при этом останется без изменения.

Все расчеты проведены для случая импульсной модели маневров. В действительности на борту орбитального модуля может быть установлен двигатель малой тяги. Поскольку в момент внешнего перелета практически совпадают долготы восходящих узлов орбит, параметры маневров компланарного внешнего перелета на двигателях малой тяги рассчитываются с помощью алгоритмов, описанных в подразделе 2.4. Этими же алгоритмами можно воспользоваться и для расчета параметров маневров внутренних перелетов. После определения продолжительности перелетов и оптимальной ориентации вектора тяги для различных типов оптимальных решений по формулам (2.45), (2.50) и (2.59), два первых импульса скорости формируют оптимальную орбиту ожидания. Так как параметры этой орбиты теперь известны, то по формулам (2.42), (2.43), (2.46), (2.48), (2.63), (2.64) можно рассчитать параметры маневров перелета на нее и перелета с нее на конечную орбиту. Таким образом, все окончательные расчеты будут сделаны на основании результатов подраздела 2.4.

В отличие от действующих КА нефункционирующие КА из табл. 3.1 движутся по орбитам имеющие значительные отличия по высоте, и, как видно из рис. 3.4, становится невозможным какая-либо их группировка. В этой связи для

такой системы целесообразно размещать орбитальные станции так, чтобы плоскость ее орбиты пересекала плоскости всех целевых КА. На первый взгляд для такой системы целесообразно спроектировать орбиту орбитальной станции, параметры которой рассчитываются как усреднённые значения параметров орбит всех рассматриваемых целевых КА.

Однако, становится очевидным тот факт, что для осуществления перелетов к каждому целевому КА с орбиты предложенной орбитальной станции в окрестности целевых КА не хватит ни топлива, ни модулей, поскольку целей очень много. Здесь необходимо спланировать обслуживание так, чтобы охватить максимальное количество целевых КА, путем выделения близких пересекающихся и квазипараллельных орбит целевых КА и далее двигаться по разработанному маршруту, экономично перелетая с орбиты на орбиту целевых КА, до следующего пересечения с орбитой орбитальной станции. Увеличение числа орбитальных станций, как и в первом случае, приводит к минимизации затрат суммарной характеристической скорости на внешние перелеты и ускорению обслуживания целевых КА, при этом высоты орбит всех станций будут разными.

Пример выбора количества и орбитального построения станций для обслуживания таких целевых КА приведен в следующем подразделе.

3.4. Выбор орбитального построения космического комплекса технического обслуживания целевых КА на орбитах с существенно отличающимися высотами

Рассмотрим проектирование орбит орбитальных станций для обслуживания заданной группировки целевых КА, находящихся на существенно отличающихся по высоте орбитах.

Исходные данные:

- $K = 46$ – количество целевых КА;
- $a_f, e_f, i_f, \omega_f, \Omega_f, u_f, f = \overline{1, K}$ – параметры орбит целевых КА (табл. 3.13);
- $\Delta t = 5$ лет – продолжительность времени обслуживания;
- $\Delta V_{\text{зад}} = 600$ м/с;
- $M \leq 8$ – количество орбитальных модулей возвращаемого типа на каждой станции.

Необходимо определить:

- S_{min} – минимальное количество орбитальных станций;
- $a_j, e_j, i_j, \omega_j, \Omega_j, u_j$ ($j = \overline{1, S}$) – параметры орбит станций.

Таблица 3.13 – Параметры орбит нефункционирующих целевых КА

№	КА	T (сек)	a (км)	e	i (град)	ω (град)	Ω (град)	ν (град)
1	GS-M001	6978,53	7892,87	0,00010	52,00	320,75	261,77	206,39
2	GS-M002	7438,92	8236,31	0,00010	52,00	307,60	13,07	52,47
3	GS-M003	7129,31	8006,16	0,00066	51,98	230,84	25,55	299,44
4	GS-M004	6839,44	7787,64	0,00027	52,00	334,49	51,33	204,18
5	GS-M006	7460,00	8251,86	0,00036	52,00	344,58	297,66	187,55
6	GS-M008	6990,53	7901,92	0,00030	52,00	180,60	91,91	207,39
7	GS-M014	7413,70	8217,68	0,00008	51,99	98,25	359,28	78,95
8	GS-M015	7520,78	8296,62	0,00132	51,98	24,77	254,38	99,37
9	GS-M019	7118,15	7997,80	0,00006	51,99	243,90	323,05	286,87
10	GS-M022	7185,50	8048,17	0,00021	52,01	229,61	349,52	249,41
11	GS-M024	7782,87	8488,26	0,00023	52,00	117,15	103,94	46,52
12	GS-M025	7696,97	8425,70	0,00010	51,98	76,22	67,61	94,61
13	GS-M027	7823,60	8517,85	0,00219	52,02	77,28	94,04	310,75
14	GS-M028	6909,37	7840,64	0,00632	51,97	251,85	338,33	107,55
15	GS-M029	7201,05	8059,78	0,00029	51,98	188,97	115,42	323,55
16	GS-M030	7480,20	8266,74	0,00032	51,99	288,50	241,35	71,55
17	GS-M031	7105,60	7988,40	0,00015	52,00	83,06	23,59	290,11
18	GS-M032	7721,00	8443,22	0,00012	52,00	184,63	93,51	175,45
19	GS-M033	7080,50	7969,57	0,00117	51,99	114,19	342,24	246,02
20	GS-M034	7325,90	8152,67	0,00140	51,99	6,21	64,57	105,87
21	GS-M035	7822,52	8517,08	0,00136	52,00	52,43	58,07	104,55
22	GS-M036	7281,60	8119,77	0,00112	52,00	294,27	45,41	166,13
23	GS-M038	7010,59	7917,03	0,00024	52,00	99,42	266,73	34,20
24	GS-M041	7220,53	8074,31	0,00037	52,00	92,23	137,41	346,39
25	GS-M042	7070,41	7962,00	0,00034	52,00	123,07	69,95	43,37
26	GS-M043	7675,58	8410,07	0,00138	51,94	124,87	44,21	308,34
27	GS-M044	7259,41	8103,27	0,00051	52,00	239,77	251,22	284,36
28	GS-M045	7041,90	7940,58	0,00003	52,00	55,36	46,78	354,78
29	GS-M046	7144,48	8017,51	0,00025	52,01	225,32	52,68	168,58
30	GS-M047	7633,26	8379,14	0,00172	51,98	36,87	237,50	323,32
31	GS-M048	7620,34	8369,67	0,00131	51,94	270,46	58,15	130,58
32	GS-M049	7769,18	8478,31	0,00020	51,99	350,23	307,70	9,84
33	GS-M050	7156,03	8026,15	0,00097	52,00	40,20	256,85	26,24
34	GS-M051	7564,63	8328,83	0,00008	51,98	193,25	240,29	292,29
35	GS-M052	7748,74	8463,44	0,00032	51,99	125,82	99,29	278,46
36	GS-M053	7662,11	8400,23	0,00024	52,00	254,27	153,65	286,81
37	GS-M054	7584,46	8343,38	0,00060	52,02	243,17	15,37	286,34
38	GS-M055	7028,22	7930,30	0,00067	52,00	229,26	140,43	207,79
39	GS-M056	7171,85	8037,97	0,00009	52,00	196,77	307,06	330,24
40	GS-M057	7054,67	7950,18	0,00034	52,00	170,02	54,98	190,07
41	GS-M058	7241,68	8090,07	0,00015	52,00	98,71	20,72	340,30
42	GS-M059	7200,49	8059,36	0,00015	52,00	78,07	224,79	352,30
43	GS-M060	7096,20	7981,35	0,00026	52,00	347,69	3,30	27,17
44	GS-M061	7342,40	8164,91	0,00051	51,98	330,34	207,73	164,95
45	GS-M062	6949,03	7870,61	0,00068	51,98	43,53	116,45	333,92
46	GS-M064	7269,89	8111,06	0,00015	52,00	278,83	45,16	81,23

Построим портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит для заданных целевых КА в соответствии с разработанным алгоритмом в подразделе 2.1. В качестве параметров орбиты (кроме долготы восходящего узла) основного базового целевого КА принимаются параметры орбиты целевого КА, угловой коэффициент линии эволюции долготы восходящего узла орбиты которого на рис. 3.4 является наиболее отрицательным (строчка 4 в табл. 3.13). А значение долготы восходящего узла его орбиты должно соответствовать наименьшему значению долготы восходящего узла орбиты одного из целевых КА (строчка 43 в табл. 3.13).

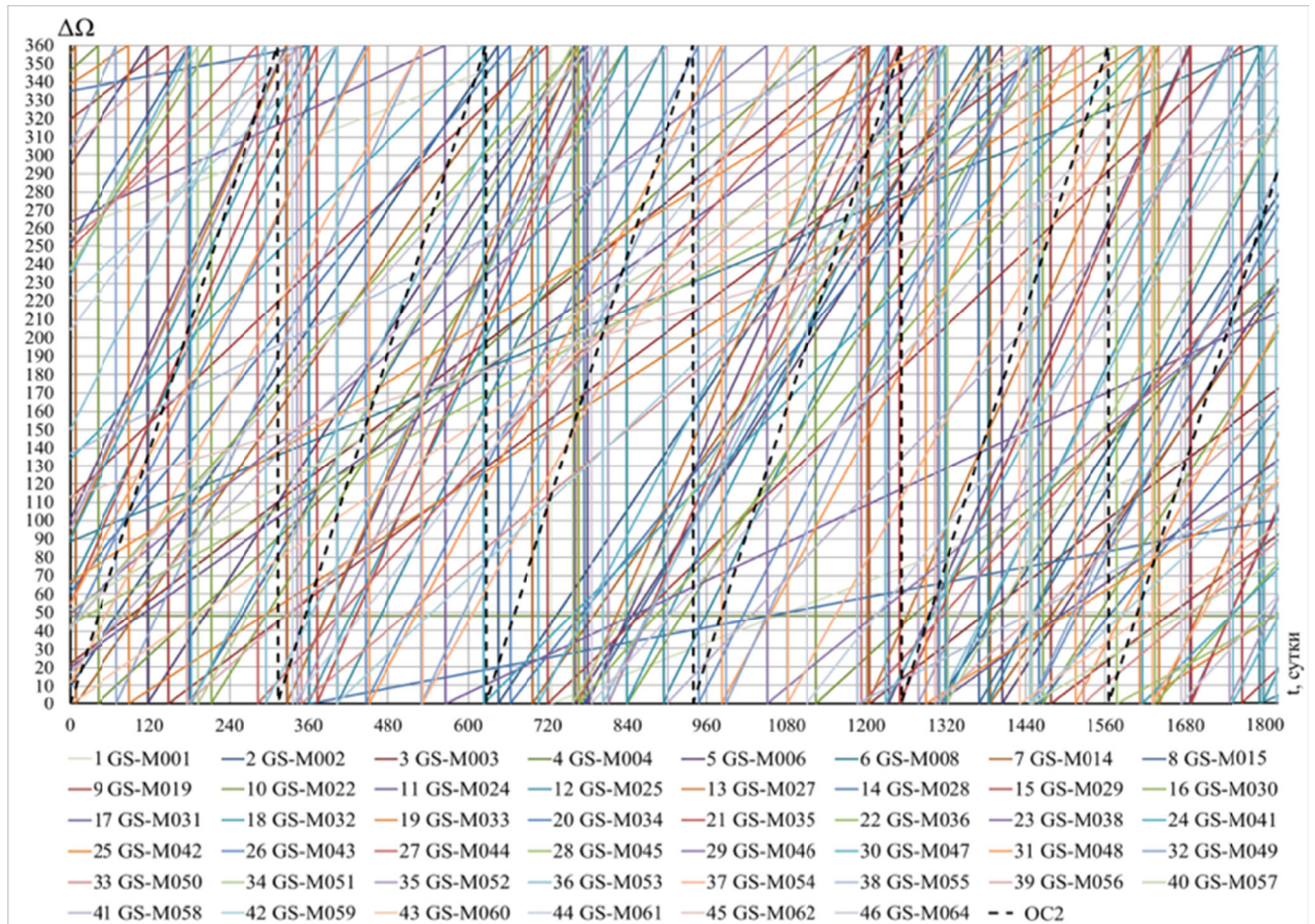


Рисунок 3.7 – Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА и одной ОС от ДВУ орбиты основного базового целевого КА в течение пяти лет

Одновременно для примера и будущего сравнения затрат суммарной характеристической скорости на этом же портрете штрихпунктирной линией изображена эволюция орбиты одной станции с минимальным углом наклона α_{\max} ,

требуемом для пересечения со всеми орбитами целевых КА в течение заданного промежутка времени обслуживания Δt . Параметры орбиты данной станции приведены в табл. 3.14.

Таблица 3.14 – Параметры орбиты ОС для обслуживания целевых КА

ОС	а (км)	Ω (град)
ОС2	8915,62	0

Для оценки энергетики достаточно получить затраты суммарной характеристической скорости для перелета с орбиты станции на орбиту целевого КА, угол наклона между линиями которых составляет α_{\max} . Оценка энергетики внешних перелетов для орбитальных модулей возвращаемого типа осуществляется по формуле (3.2):

$$\begin{aligned} \Delta a &= 1127,02 \text{ км,} \\ \Delta V_{l_{\max}} &= 932,6 \text{ м/с} > \Delta V_{\text{зад}}, \\ \Delta V_{j_{\max}} &= \sum_{l=1}^{46} \Delta V_l = 27744 \text{ м/с} > \Delta V_{\text{зад ст}}. \end{aligned}$$

Полученные максимальные затраты суммарной характеристической скорости $\Delta V_{l_{\max}}$ на внешний перелет превысили заданные, что не соответствует условию (1.6), более того, сумма затрат последовательных перелетов ко всем остальным целевым КА $\Delta V_{j_{\max}}$ в несколько раз превысила значение $\Delta V_{\text{зад ст}}$. Следовательно, необходимо уменьшать высоту орбиты станции, что приведет к увеличению числа станций.

В результате работы программно-математического обеспечения были получены оптимальные параметры орбит двух станций, способных обеспечить обслуживание заданной группировки целевых КА в соответствии с исходными данными. Параметры их орбит и портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит целевых КА и обслуживающих их орбитальных станций приведены ниже.

Таблица 3.15 – Параметры орбит двух ОС для обслуживания целевых КА

ОС	а (км)	Ω (град)
ОС2	8226	3,3
ОС3	8660	13.1

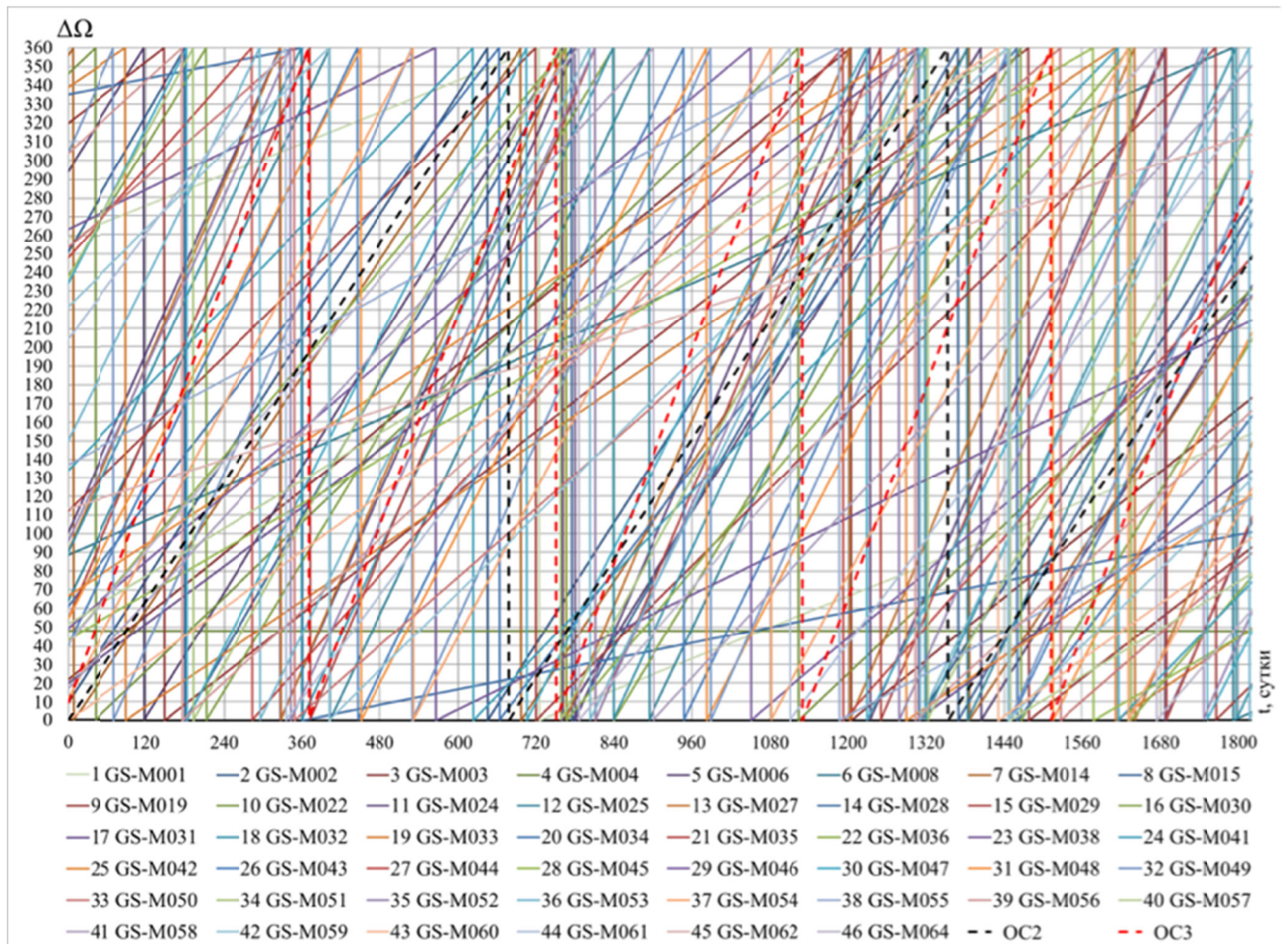


Рисунок 3.8 – Портрет отклонений ДВУ орбит целевых КА и двух ОС от ДВУ орбиты основного базового целевого КА в течение пяти лет

На следующей странице в табл. 3.16 представлено распределение обслуживания целевых КА между орбитальными станциями и оценка суммарных затрат характеристической скорости, необходимых на перелеты орбитальных модулей в обе стороны.

Полученное решение в целом соответствует постановке задачи, поскольку выполнено условие (1.6). Однако, суммарные затраты характеристической скорости на перелеты каждой станции превышают значение $\Delta V_{\text{зад ст}}$:

$$\left. \begin{aligned} \Delta V_{j=2} &= 5076,53 \text{ м/с,} \\ \Delta V_{j=3} &= 6236,24 \text{ м/с,} \end{aligned} \right\} > \Delta V_{\text{зад ст}} = 4800 \text{ м/с.}$$

Таблица 3.16 – Затраты суммарной характеристической скорости для обслуживания заданной группировки целевых КА
ОС 2 ОС 3

№ п/п	Орбита прилета	Δa , км	ΔV , м/сек	№ п/п	Орбита прилета	Δa , км	ΔV , м/сек
1	GS-M004	438,36	386,28	1	GS-M044	556,73	458,06
2	GS-M028	385,36	337,90	2	GS-M064	548,94	451,33
3	GS-M062	355,39	310,75	3	GS-M036	540,23	443,83
4	GS-M001	333,13	290,69	4	GS-M036	507,33	415,58
5	GS-M008	324,08	282,56	5	GS-M061	495,09	405,11
6	GS-M038	308,97	269,00	6	GS-M014	442,32	360,23
7	GS-M055	295,70	257,13	7	GS-M002	423,69	344,49
8	GS-M045	285,42	247,95	8	GS-M006	408,14	331,39
9	GS-M057	275,82	239,40	9	GS-M030	393,26	318,88
10	GS-M042	264,00	228,89	10	GS-M015	363,38	293,88
11	GS-M033	256,43	222,17	11	GS-M051	331,17	267,06
12	GS-M060	244,65	211,73	12	GS-M054	316,62	255,00
13	GS-M031	237,60	205,50	13	GS-M048	290,33	233,29
14	GS-M019	228,20	197,19	14	GS-M047	280,86	225,49
15	GS-M003	219,84	189,83	15	GS-M053	259,77	208,17
16	GS-M046	208,49	179,83	16	GS-M043	249,93	200,11
17	GS-M050	199,85	172,25	17	GS-M025	234,30	187,35
18	GS-M056	188,03	161,88	18	GS-M032	216,78	173,06
19	GS-M022	177,83	152,95	19	GS-M052	196,56	156,65
20	GS-M059	166,64	143,18	20	GS-M049	181,69	144,61
21	GS-M029	166,22	142,82	21	GS-M024	171,74	136,57
22	GS-M041	151,69	130,16	22	GS-M035	142,92	113,37
23	GS-M058	135,93	116,47	23	GS-M027	142,15	112,74
			5076,53				6236,24

Согласно постановке задачи, орбитальные модули могут перелетать к двум и более обслуживаемым КА, поэтому указанное превышение может быть устранено в результате решения задачи планирования перелетов орбитальных модулей к целевым КА. Решение задачи планирования заключается в выявлении близких пересекающихся и квазипараллельных линий эволюции орбит целевых КА путем оценки затрат суммарной характеристической скорости на перелеты с тем, чтобы орбитальный модуль после перелета к первому целевому КА мог с

минимальным расходом топлива (не превышающим $\Delta V_{\text{зад}}$) обслужить максимально возможное количество целевых КА и вернуться на станцию в течение заданного промежутка времени обслуживания Δt . Пример такого оптимального планирования продемонстрирован далее на примере одного из орбитальных модулей, отделившегося от ОСЗ. На рис. 3.9 представлен портрет группировки целевых КА, обслуживаемых орбитальной станцией ОСЗ, и схемы оптимального маневрирования одного из орбитальных модулей.

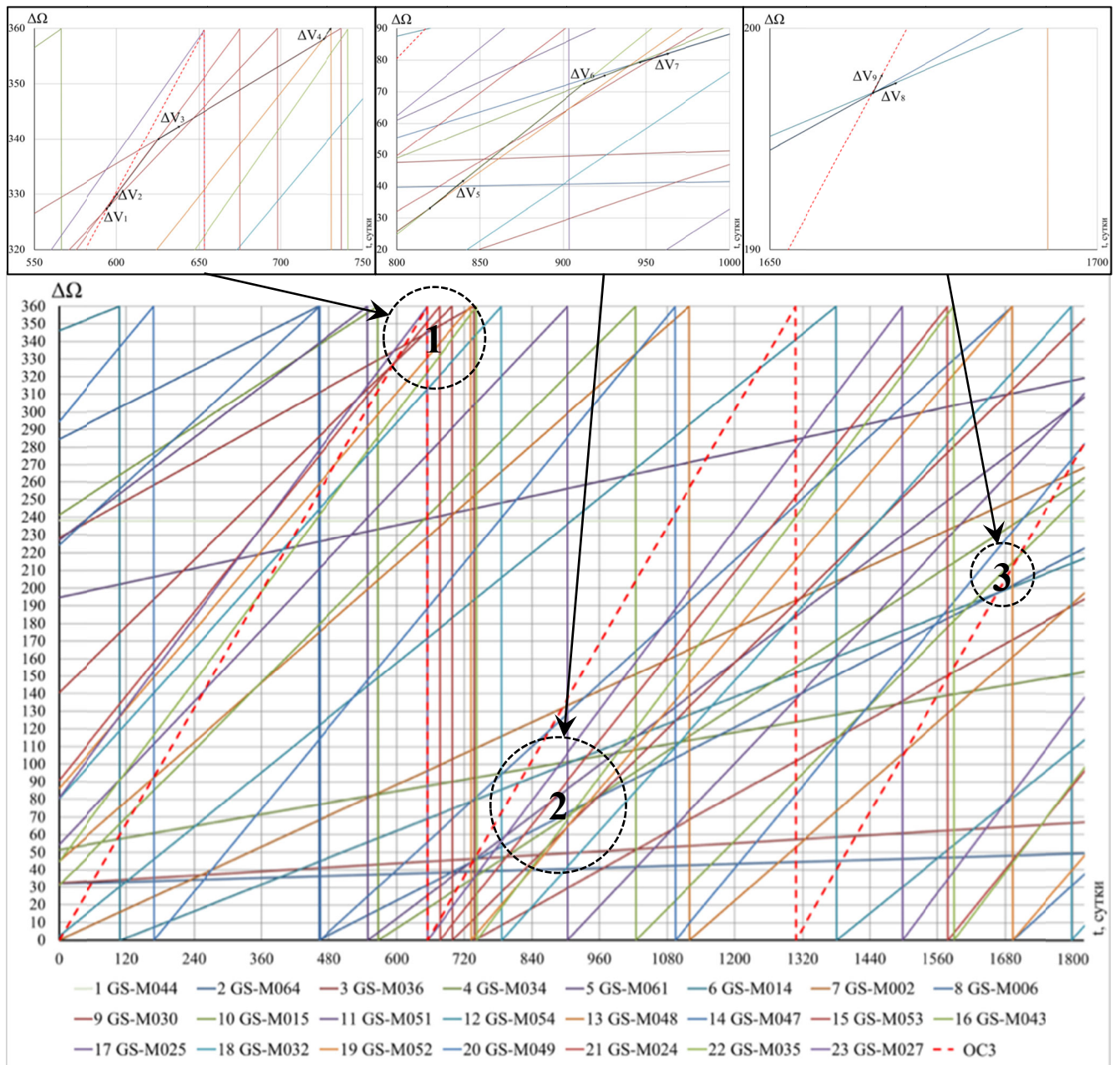


Рисунок 3.9 – Портрет отклонений ДВУ целевых КА, обслуживаемых ОСЗ, и схемы оптимального маневрирования ОМ

Так, орбитальный модуль в момент пересечения с плоскостью орбитальной станции перелетает в окрестность первого целевого КА GS-M024 с затратами суммарной характеристической скорости ΔV_1 (зона 1 на рис. 3.9). После обслуживания первого целевого КА в момент пересечения плоскости его орбиты с плоскостью второго целевого КА GS-M053 модуль совершает перелет к нему с затратами ΔV_2 и т.д. В результате данный модуль в течение 1050 суток (порядка трех лет) совершает последовательное обслуживание восьми целевых КА и возвращается на орбитальную станцию. Далее осуществляется планирование обслуживания других целевых КА, по результатам которого для ОС3 определено оптимальное количество орбитальных модулей $M = 7$. Суммарные затраты характеристической скорости перелетов всех орбитальных модулей представлены в табл. 3.17. Оптимальные схемы перелетов на рис. 3.9 соответствуют ОМ6 из табл. 3.17. Аналогичным образом проводится планирование обслуживания целевых КА с помощью ОС2, суммарные затраты характеристической скорости перелетов орбитальных модулей ΔV_{kj} которой представлены в табл. 3.18. Суммарные затраты характеристической скорости обеих станций ΔV_j представлены в табл. 3.19.

Примечательно, что решение задачи планирования позволило не только определить оптимальное количество орбитальных модулей на каждой станции для обслуживания заданной группировки целевых КА, но и уменьшить затраты суммарной характеристической скорости в среднем более, чем в два раза (а в отдельных случаях и в три раза) по сравнению с затратами на обслуживание каждого целевого КА по отдельности, приведенных в табл. 3.16. Так, например, суммарные затраты характеристической скорости ОМ6, принадлежащего ОС3, на обслуживание восьми целевых КА с возвратом на станцию составляют $\Delta V_{63} = 565,90$ м/с, тогда как суммарные затраты на обслуживание этих же целевых КА по отдельности составят порядка 1919,13 м/с, что превышает оптимальное значение почти в три с половиной раза.

Таблица 3.17 – Затраты суммарной характеристической скорости всех ОМ,
принадлежащих ОСЗ

ОМ1

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M054	316,62	127,50
2	GS-M034	190,72	80,37
3	GS-M047	226,47	95,13
4	ОС2	280,86	112,75
			415,75

ОМ2

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M064	548,94	225,67
2	GS-M036	8,71	3,76
3	ОС2	540,23	221,91
			451,34

ОМ3

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M048	290,33	116,64
2	GS-M043	40,40	16,59
3	GS-M049	68,24	27,76
4	GS-M002	242,00	99,99
5	ОС2	423,69	172,25
			433,23

ОМ4

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M025	234,30	93,67
2	GS-M061	260,79	108,96
3	GS-M044	61,64	26,53
4	ОС2	556,73	229,03
			458,19

ОМ5

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M032	216,78	86,53
2	GS-M051	114,39	47,02
3	ОС2	331,17	133,53
			267,08

ОМ6

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M024	171,74	68,28
2	GS-M053	88,03	35,81
3	GS-M030	133,49	55,39
4	GS-M052	196,69	81,16
5	GS-M035	53,64	21,64
6	GS-M015	220,45	90,28
7	GS-M006	44,76	18,77
8	GS-M014	34,18	14,44
9	ОС2	442,32	180,11
			565,90

ОМ7

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M027	142,15	56,37
2	ОС2	142,15	56,37
			112,74

Таблица 3.18 – Затраты суммарной характеристической скорости всех ОМ,
принадлежащих ОС2

ОМ1

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M060	236,65	102,48
2	GS-M022	66,82	29,40
3	GS-M031	59,78	26,28
4	GS-M057	38,22	16,96
5	GS-M056	87,79	38,77
6	GS-M042	75,97	33,52
7	ОС1	256,00	111,06
			358,47

ОМ2

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M003	211,84	91,53
2	GS-M045	65,58	29,08
3	GS-M008	79,43	35,43
4	GS-M059	157,44	69,71
5	ОС1	158,64	68,21
			293,95

ОМ3

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M046	200,49	86,53
2	GS-M058	72,56	31,69
3	GS-M055	159,77	70,35
4	ОС1	287,70	125,18
			313,75

ОМ4

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M029	158,22	68,02
2	GS-M001	166,91	73,96
3	GS-M028	52,23	23,63
4	ОС1	377,36	165,57
			331,18

ОМ5

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M050	191,85	82,74
2	GS-M033	56,58	24,97
3	GS-M041	104,74	46,02
4	ОС1	143,69	61,69
			215,42

ОМ6

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M038	300,97	131,11
2	GS-M004	129,39	58,70
3	ОС1	430,36	189,76
			379,57

ОМ7

№ п/п	Орбита прилета	Δа, км	ΔV, м/сек
1	GS-M062	347,39	151,99
2	GS-M019	127,19	56,81
3	ОС1	220,20	95,21
			304,02

Таблица 3.19 – Затраты суммарной характеристической скорости всех ОС
ОС2

ОМ	ΔV , м/сек
ОМ1	358,47
ОМ2	293,95
ОМ3	313,75
ОМ4	331,18
ОМ5	215,42
ОМ6	379,57
ОМ7	304,02
	2196,36

ОС3

ОМ	ΔV , м/сек
ОМ1	415,75
ОМ2	451,34
ОМ3	433,23
ОМ4	458,19
ОМ5	267,08
ОМ6	565,90
ОМ7	112,74
	2704,23

В результате получено, что для проведения обслуживания целевых КА в количестве $K = 84$ КА, параметры орбит которых указаны в табл. 3.1, в течение заданного промежутка времени $\Delta t = 5$ лет достаточно трех орбитальных станций $S = 3$ со следующими параметрами их орбит

$$a_{j=1} = 8089 \text{ км}, \quad \Omega_{j=1} = 23,74 \text{ град},$$

$$a_{j=2} = 8226 \text{ км}, \quad \Omega_{j=2} = 3,3 \text{ град},$$

$$a_{j=3} = 8660 \text{ км}, \quad \Omega_{j=3} = 13,1 \text{ град}.$$

Минимальные затраты суммарной характеристической скорости составляют

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{j=1}^3 \Delta V_j = 7248,04 \text{ м/с},$$

где затраты суммарной характеристической скорости каждой станции ΔV_j составляют

$$\Delta V_{j=1} = \sum_{k=1}^8 \Delta V_{k1} = 2347,45 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_{j=2} = \sum_{k=1}^7 \Delta V_{k2} = 2196,36 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_{j=3} = \sum_{k=1}^7 \Delta V_{k3} = 2704,23 \text{ м/с},$$

а затраты суммарной характеристической скорости каждого орбитального модуля ΔV_{kj} на каждой станции имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} \Delta V_{11} &= 303,20 \text{ м/с}, & \Delta V_{12} &= 358,47 \text{ м/с}, & \Delta V_{13} &= 415,75 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{21} &= 281,48 \text{ м/с}, & \Delta V_{22} &= 293,95 \text{ м/с}, & \Delta V_{23} &= 451,34 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{31} &= 284,67 \text{ м/с}, & \Delta V_{32} &= 313,75 \text{ м/с}, & \Delta V_{33} &= 433,23 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{41} &= 308,77 \text{ м/с}, & \Delta V_{42} &= 331,18 \text{ м/с}, & \Delta V_{43} &= 458,19 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{51} &= 278,45 \text{ м/с}, & \Delta V_{52} &= 215,42 \text{ м/с}, & \Delta V_{53} &= 267,08 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{61} &= 305,94 \text{ м/с}, & \Delta V_{62} &= 279,57 \text{ м/с}, & \Delta V_{63} &= 565,90 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{71} &= 302,11 \text{ м/с}, & \Delta V_{72} &= 304,02 \text{ м/с}, & \Delta V_{73} &= 112,74 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{81} &= 282,82 \text{ м/с}, & & & & \end{aligned}$$

Общий вид портрета отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА и обслуживающих их орбитальных станций имеет вид, представленный на рис. 3.10.

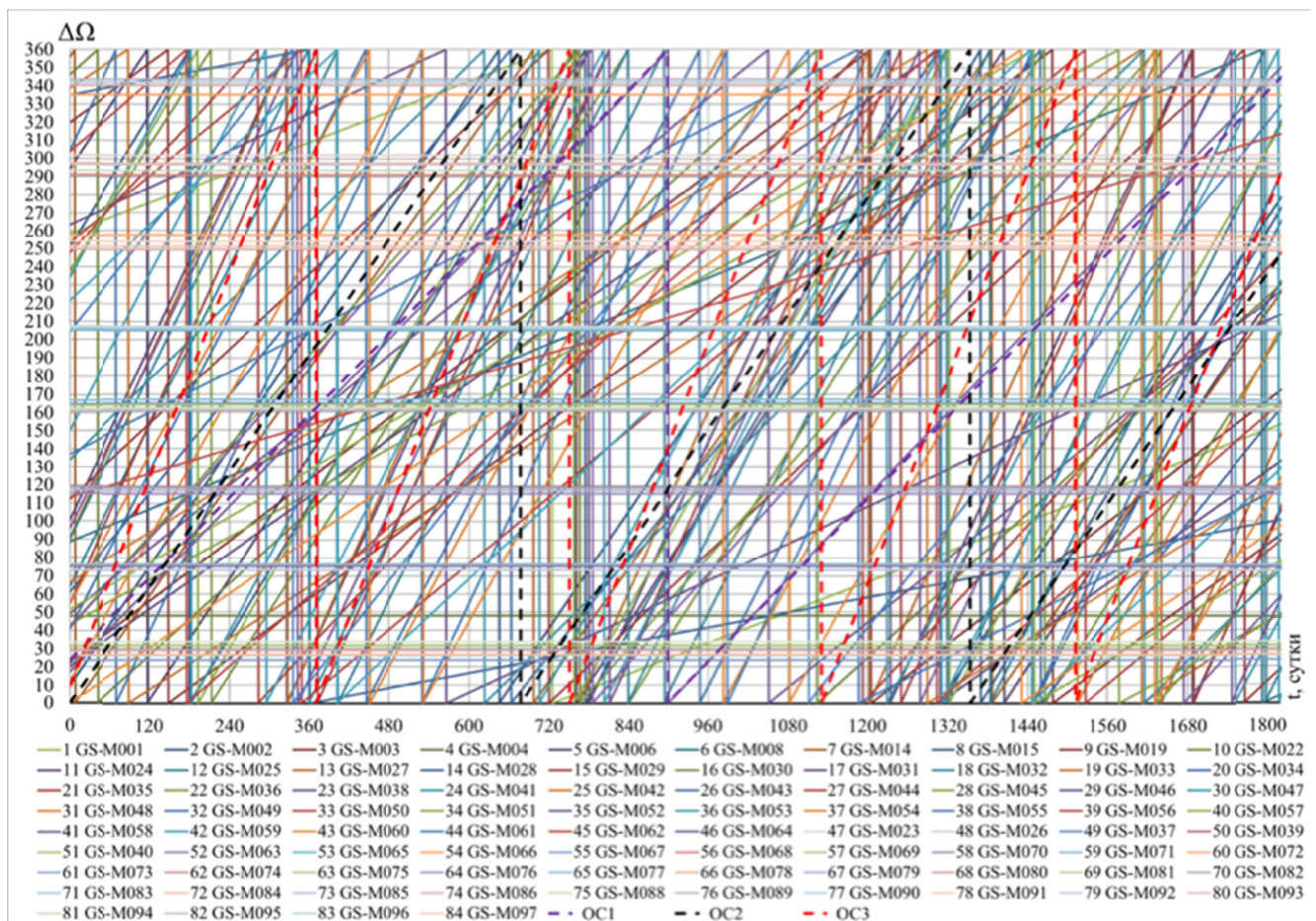


Рисунок 3.10 – Портрет отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА трех орбитальных станций

3.5. Выбор орбитального построения космического комплекса технического обслуживания на нодально-синхронных орбитах

В предыдущих подразделах рассмотрены задачи выбора количества и параметров орбит станций для обслуживания целевых КА, находящихся на близких по наклонению и эксцентриситету орбитах. В данном подразделе рассматривается методика расчета параметров многоярусных космических комплексов технического обслуживания, состоящих из орбитальных станций, способных обслуживать целевые КА располагаемые на орбитах с различными значениями высоты и наклонения. С целью обеспечения структурной устойчивости получающихся орбитальных систем для формирования ярусов обслуживающей системы предложены так называемые нодально-синхронные орбиты, характеризующиеся постоянством скорости смещения восходящих узлов орбит [105]. При этом каждый ярус системы представляет собой традиционную систему из обслуживающих КА на орбитах с одинаковыми значениями наклонения, большой полуоси и эксцентриситета.

Системы из орбитальных станций на нодально-синхронных орбитах в общем случае характеризуются как многоярусные системы на круговых и эллиптических орбитах, т.е. системы, состоящие из отдельных традиционных систем (подсистем, называемых ярусами) с одинаковыми значениями большой полуоси, эксцентриситета и наклонения орбит для всех спутников каждого яруса [105]. В общем случае такие системы состоят из

$$S = \sum_{p=1}^F s_p \quad (3.4)$$

станций, где F – число ярусов в системе, s_p – число станций в p -ом ярусе ($p = \overline{1, F}$). Значения большой полуоси a_p , эксцентриситета e_p и наклонения i_p орбит станций многоярусной системы рассчитываются, как будет показано ниже, специальным образом, обеспечивающим одинаковую скорость прецессии узлов

орбит всех станций. Используемое для описания таких систем понятие «ярусности» подразумевает, что отдельные ярусы системы могут в общем случае иметь один или большее число станций в своем составе. Ярусы могут пересекаться между собой и располагаться в любом порядке в околоземном пространстве как на круговых, так и на эллиптических орбитах с различными эксцентриситетами и наклонениями в соответствии со схемой на рис. 3.11. Каждый ярус системы характеризуется либо набором параметров

$$a_p, e_p, i_p, \quad p = \overline{1, F} \quad (3.5)$$

для эллиптических орбит, либо набором параметров

$$r_p, i_p, \quad p = \overline{1, F} \quad (3.6)$$

для круговых орбит.

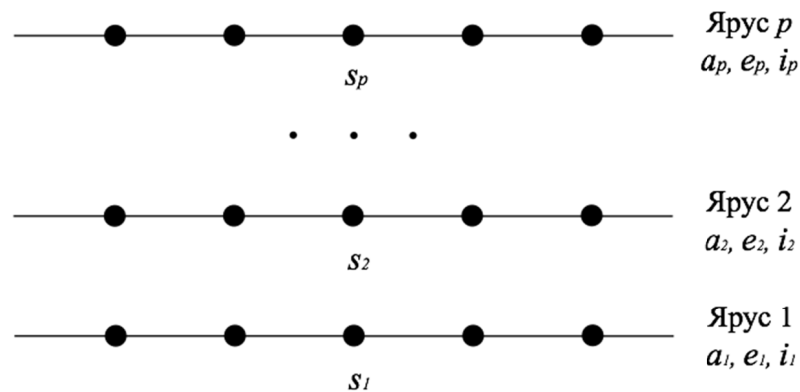


Рисунок 3.11 – Схема формирования многоярусной спутниковой системы

В основе предлагаемого способа формирования ярусов орбитальных станций лежит специальный выбор сочетаний большой полуоси, эксцентриситета и наклонения орбит станций в этих ярусах, обеспечивающих одинаковую скорость прецессии восходящих узлов орбит для всех станций такой многоярусной системы.

Для характеристики данного способа введем следующее определение: две или более орбит, будем называть *синхронизированными по прецессии узлов*, если они отличаются значениями большой полуоси, эксцентриситета и/или наклона (всеми тремя или двумя из этих параметров) и имеют одинаковую скорость прецессии долгот узлов.

Предлагаемый способ формирования ярусов системы непосредственно вытекает из следующего *свойства рассматриваемых многоярусных спутниковых систем*: они характеризуется тем, что орбиты любых произвольно выбранных по одному из F ярусов, s_p станций системы являются синхронизированными по прецессии узлов.

Каждый ярус обслуживающей системы характеризуется своим значением большой полуоси, эксцентриситета и наклона. Эти значения определяют величины векового ухода долгот восходящих узлов спутников яруса и величину драконического периода. Условие постоянства скорости прецессии восходящих узлов орбит всех станций многоярусной обслуживающей системы задается соотношением:

$$\frac{\Delta\Omega_1}{T_{\Omega_1}} = \frac{\Delta\Omega_2}{T_{\Omega_2}} = \dots = \frac{\Delta\Omega_F}{T_{\Omega_F}} \quad (3.7)$$

Здесь $\Delta\Omega_1$ и T_{Ω_1} – вековые уходы и драконические периоды спутников, расположенных в различных ярусах системы ($p = \overline{1, F}$). Их значения для эллиптических и круговых орбит вычисляются по формулам [106]:

для эллиптических орбит

$$T_{\Omega_1} = 2\pi \frac{a_p^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \left\{ 1 - \frac{\frac{3}{2} J_2 R_E^2}{a_p^2 (1 - e_p^2)^2} \left[\frac{10 \cos^2 i_p - 2}{4} - \frac{3 \cos^2 i_p - 1}{4} (1 - e_p^2)^{1/2} \right] \right\}; \quad (3.8)$$

$$\Delta\Omega_p = -3\pi J_2 \frac{R_E^2}{a_p^2(1-e_p^2)^2} \cos i_p; \quad (3.9)$$

для круговых орбит

$$T_{\Omega_1} = 2\pi \frac{r_p^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \left[1 - \frac{3}{8} J_2 \left(\frac{R_E}{r_p} \right)^2 (7 \cos^2 i_p - 1) \right]; \quad (3.10)$$

$$\Delta\Omega_p = -3\pi J_2 \left(\frac{R_E}{r_p} \right)^2 \cos i_p \quad (3.11)$$

С использованием выражений (3.8)-(3.11) могут быть получены следующие соотношения между параметрами эллиптических нодально-синхронных орбит станций многоярусной обслуживающей системы, когда параметры a_1, e_1, i_1 орбит первого яруса полагаются фиксированными, а большая полуось, эксцентриситет и наклонение орбит p -го яруса ($p = \overline{1, F}$) записаны в отклонениях $\Delta a_p, \Delta e_p, \Delta i_p$ от соответствующих величин первого яруса:

$$f(a_1 + \Delta a_p, e_1 + \Delta e_p, i_1 + \Delta i_p) = \frac{\Delta\Omega_p(a_1 + \Delta a_p, e_1 + \Delta e_p, i_1 + \Delta i_p)}{T_{\Omega_p}(a_1 + \Delta a_p, e_1 + \Delta e_p, i_1 + \Delta i_p)} = C_{эл}, \quad p = \overline{2, F}, \quad (3.12)$$

$$C_{эл} = \frac{-3\pi J_2 \frac{R_E^2}{a_1^2(1-e_1^2)^2} \cos i_1}{2\pi \frac{a_1^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \left\{ 1 - \frac{\frac{3}{2} J_2 R_E^2}{a_1^2(1-e_1^2)^2} \left[\frac{10 \cos^2 i_1 - 2}{4} - \frac{3 \cos^2 i_1 - 1}{4} (1-e_1^2)^{1/2} \right] \right\}}. \quad (3.13)$$

Для круговых орбит аналогичные выражения имеют вид:

$$\varphi(r_1 + \Delta r_p, i_1 + \Delta i_p) = \frac{\Delta \Omega_p (r_1 + \Delta r_p, i_1 + \Delta i_p)}{T_{\Omega_p} (r_1 + \Delta r_p, i_1 + \Delta i_p)} = C_{KP}, \quad p = \overline{2, F}, \quad (3.14)$$

$$C_{KP} = \frac{-3\pi J_2 \left(\frac{R_E}{r_1} \right)^2 \cos i_1}{2\pi \frac{r_1^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \left[1 - \frac{3}{8} J_2 \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 (7 \cos^2 i_1 - 1) \right]}. \quad (3.15)$$

где r_1 и Δr_p – соответственно радиус орбиты первого яруса и отклонение от него по радиусу для орбиты p -го яруса ($p = \overline{1, F}$).

Выражения (3.12) и (3.14) используются для определения параметров орбит каждого из ярусов, начиная со второго, путем синхронизации каждого последующего яруса относительно первого. Соотношение синхронизированности для эллиптических и круговых орбит характеризуется соответствующей константой (3.13) и (3.15).

Из приведенных выражений видно, что синхронизация ярусов спутников на эллиптических орбитах может быть достигнута за счет варьирования любыми двумя параметрами при постоянном третьем параметре из набора $\Delta a_p, \Delta e_p, \Delta i_p$. В частном случае возможно варьирование всеми тремя параметрами. Для круговых орбит таких варьируемых параметров всего два – Δr_p и Δi_p .

Таким образом, для каждого p -го ($p = \overline{1, F}$) яруса спутниковой системы используется одно из двух уравнений:

$$f(a_1 + \Delta a_p, e_1 + \Delta e_p, i_1 + \Delta i_p) = C_{эл} \quad (3.16)$$

для эллиптических орбит или

$$\varphi(r_1 + \Delta r_p, i_1 + \Delta i_p) = C_{KP} \quad (3.17)$$

для круговых орбит, где

$$C = \begin{cases} C_{ЭЛ}, & \text{первый ярус на эллиптических орбитах;} \\ C_{КР}, & \text{первый ярус на круговых орбитах.} \end{cases}$$

Решение уравнений (3.16) и (3.17) осуществляется численными методами относительно одного из неизвестных $\Delta a_p, \Delta e_p, \Delta i_p$ (эллиптические орбиты), или $\Delta r_p, \Delta i_p$ (круговые орбиты) при наложении на оставшиеся неизвестные ограничений типа «равенство», исходя из имеющихся требований к спутниковой системе.

Принимая во внимание особенности нодально-синхронных орбит и используемых методических принципов построения многоярусных спутниковых систем, описанных выше, анализ параметрических зависимостей для общего случая эллиптических нодально-синхронных орбит целесообразно проводить на основе анализа сдвигов $\Delta a_p, \Delta e_p, \Delta i_p$ соответственно большой полуоси, эксцентриситета и наклона некоторого p -го яруса системы относительно фиксированных значений большой полуоси a_1 , эксцентриситета e_1 и наклона i_1 орбит некоторого яруса системы, принятого за первый [107]. С учетом этого целесообразно рассмотреть следующие области изменения параметров орбит станций многоярусной системы, все ярусы которой построены на эллиптических орбитах:

$$\Delta i_p = const, \quad \Delta a_p = f_1(\Delta e_p / a_1, e_1, i_1, \Delta i_p), \quad (3.18)$$

$$\Delta a_p = const, \quad \Delta i_p = f_2(\Delta e_p / a_1, e_1, i_1, \Delta a_p), \quad (3.19)$$

$$\Delta e_p = const, \quad \Delta a_p = f_3(\Delta i_p / a_1, e_1, i_1, \Delta e_p). \quad (3.20)$$

В том случае, когда отдельные или все ярусы системы формируются на круговых орбитах, представляет интерес зависимость

$$\Delta r_p = f_r(\Delta i_p / r_1, i_1), \quad (3.21)$$

где r_1 и Δr_p – соответственно радиус орбит в первом ярусе и сдвиг радиуса для орбит p -го яруса.

Исследование параметрических зависимостей (3.18)-(3.21) для нодально-синхронных орбит представляет практический интерес с точки зрения разработки новых методических подходов к оптимизации процедуры формирования многоярусных спутниковых систем по различным критериям. В ходе анализа указанных параметрических зависимостей для каждого p -го яруса системы относительно первого яруса для удобства в дальнейшем для обозначения p -го яруса системы вместо индекса « p » будем использовать индекс «2».

Целью проводимого исследования является, с одной стороны, демонстрация многовариантности реализации различных типов многоярусных спутниковых систем и наличия возможности существенно расширить область оптимизации спутниковых систем по сравнению с традиционным подходом построения спутниковых систем на орбитах с одинаковыми геометрией и наклонением, а с другой стороны – определение рациональных областей оптимизации параметров нодально-синхронных орбит при формировании многоярусных систем в интересах решения различных практических задач.

На рис. 3.12 представлены зависимости величины изменения радиуса (высоты орбиты) в зависимости от величины изменения наклонения круговой орбиты, обеспечивающего нодальную синхронность. На рис. 3.12а такие зависимости показаны для различных наклонений i_1 и фиксированной высоты H_1 орбиты первого яруса, а на рис. 3.12б – для различных высот H_1 орбит и фиксированного наклонения i_1 орбиты первого яруса. Данные графики показывают, какие синхронизирующие «затраты» сдвига по высоте требуются для компенсации изменения поворота орбиты по наклонению. Из данного рисунка, в частности, следует, что при приближении наклонения к 90 градусам затраты на

поднятие высот орбит второго яруса, необходимые для сохранения нодальной синхронности, увеличиваются, так как прецессия узлов орбит при таких наклонениях ослабляется. Аналогично, чем больше высота орбиты первого яруса, тем большие синхронизирующие затраты потребны для формирования последующих ярусов.

Перейдем к анализу более сложного случая формирования многоярусных спутниковых систем на эллиптических орбитах. Рассмотрим три случая, соответствующие выражениям (3.18)-(3.20).

На рис. 3.13 показано изменение синхронизирующих затрат в поле параметров $\Delta H_a, \Delta e$. При этом на рис. 3.13а отклонение по наклонению фиксировано ненулевым, а на втором оно варьируется. Отсюда, в частности, видно, что с ростом большой полуоси орбит спутников первого яруса синхронизирующие затраты на формирование второго яруса возрастают: при фиксированном потребном изменении эксцентриситета приращение высоты апогея возрастает с ростом базовой полуоси. С увеличением H_a в пять раз наблюдается почти двукратное увеличение сдвига по высоте орбит ярусов.

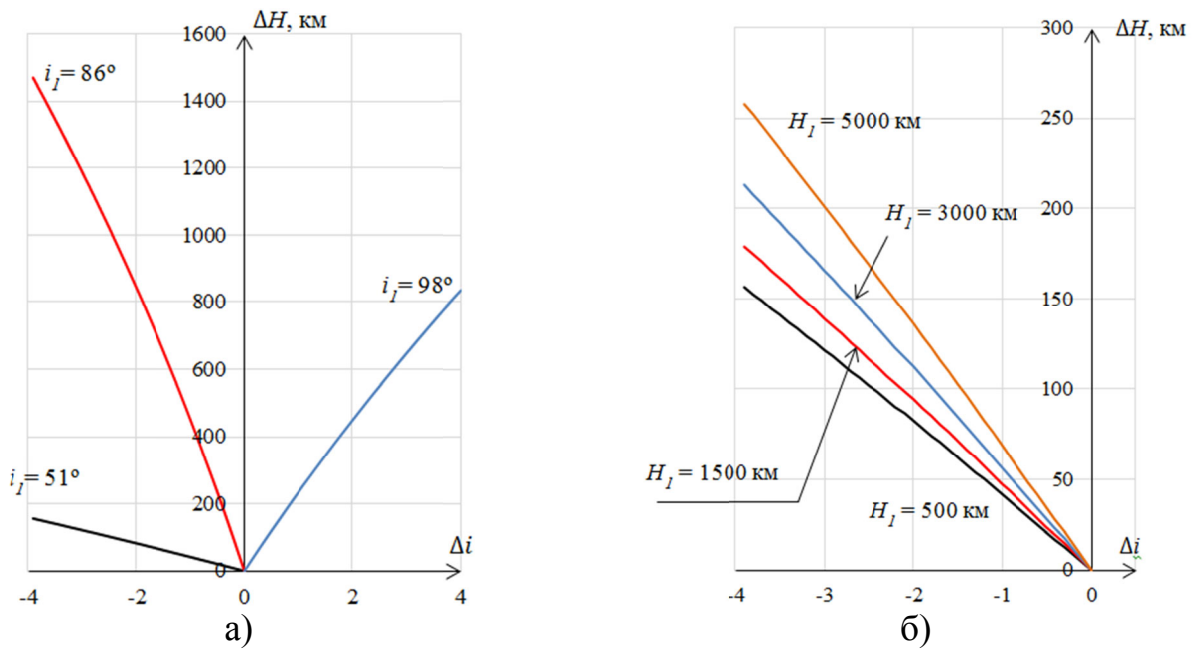


Рисунок 3.12 – Анализ области возможного изменения сдвига радиуса от сдвига наклона круговой орбиты, синхронизированной по прецессии узлов а) при различных наклонениях i_1 орбит спутников первого яруса ($H_1 = 500$ км) б) при различных высотах H_1 орбит спутников первого яруса ($i_1 = 51$ град)

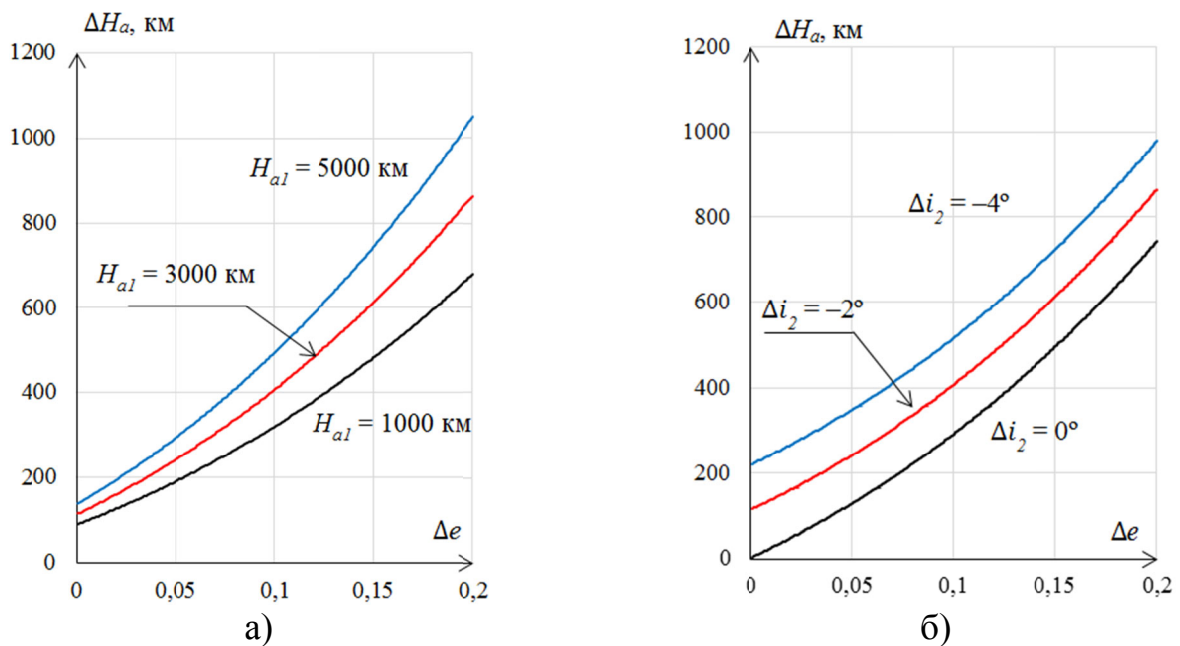


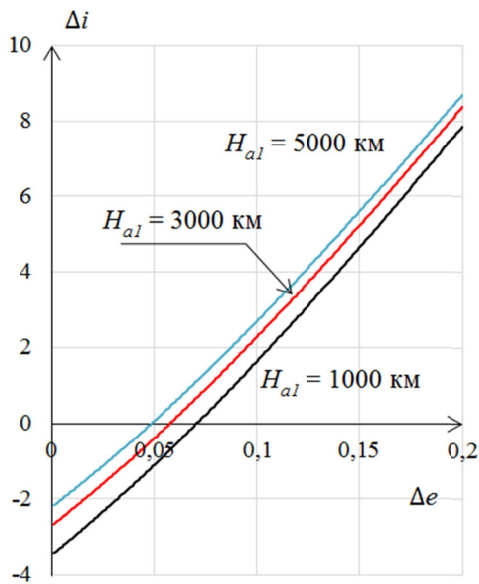
Рисунок 3.13 – Анализ области возможного изменения сдвига по большой полуоси от сдвига по эксцентриситету эллиптической орбиты, синхронизированной по прецессии узлов а) при различных значениях большой полуоси a_1 орбит первого яруса ($e_1 = 0,2$; $i_1 = 51$ град; $\Delta i_2 = -2$ град) б) при различных сдвигах Δi_2 по наклонению орбит второго яруса ($H_{a1} = 3000$ км; $e_1 = 0,2$; $i_1 = 51$ град)

Обратимся теперь к рис. 3.14, где представлена область возможного изменения синхронизирующих параметров в поле параметров $\Delta i, \Delta e$. Из данного рисунка видно, что изменение сдвига по эксцентриситету приводит к увеличению сдвига по высоте, а рост большой полуоси орбиты первого яруса приводит к росту синхронизирующих затрат в данном параметрическом поле. Однако, отметим, что при варьировании также третьего параметра, Δa , возможны случаи, когда для синхронизации орбит многоярусной системы определенные значения отклонения эксцентриситета Δe не требуют для синхронизации изменения положения плоскости орбиты: отклонение $\Delta i = 0$.

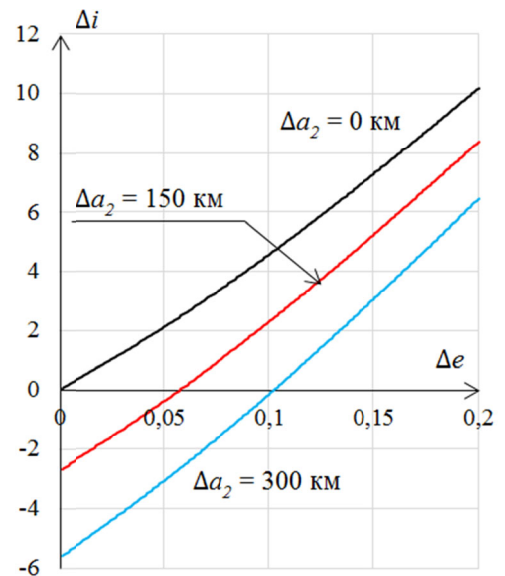
В поле параметров $\Delta H_a, \Delta i$, показанном на рис. 3.15, синхронизирующие сдвиги ведут себя аналогично случаю круговых орбит с поправкой на суперпозицию со сдвигом по эксцентриситету.

Приведенные на последних трех рисунках графики представляют собой наглядные срезы уровней соответствующих трехмерных поверхностей, определяющих границы изменения синхронизирующих затрат. Проведенный анализ показал, что при возникновении ограничений на варьирование какого-либо из параметров орбит p -го яруса достижение синхронизации возможно за счет варьирования третьей доступной величины. То есть, построение многоярусной спутниковой системы поливариантно и может учитывать особые требования к построению каждого яруса.

Рассмотренный анализ далеко не исчерпывает всех возможных вариантов оптимизации параметров многоярусных спутниковых систем на нодально-синхронных орбитах. Вместе с тем, он указывает дальнейшее направление исследования таких систем, которое может быть с определенными видоизменениями применено в различных случаях баллистического проектирования перспективных космических систем различного целевого назначения.

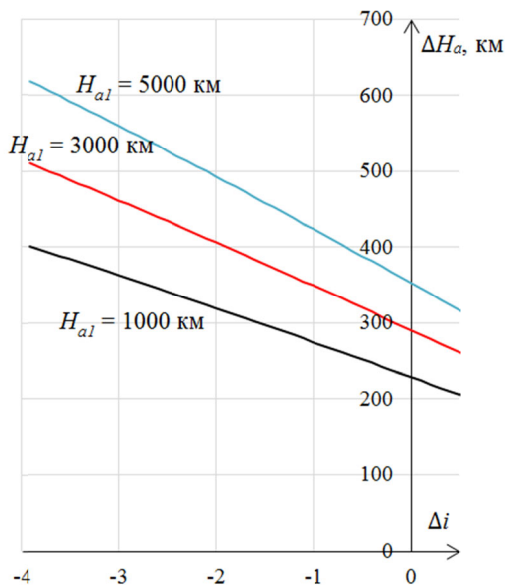


а)

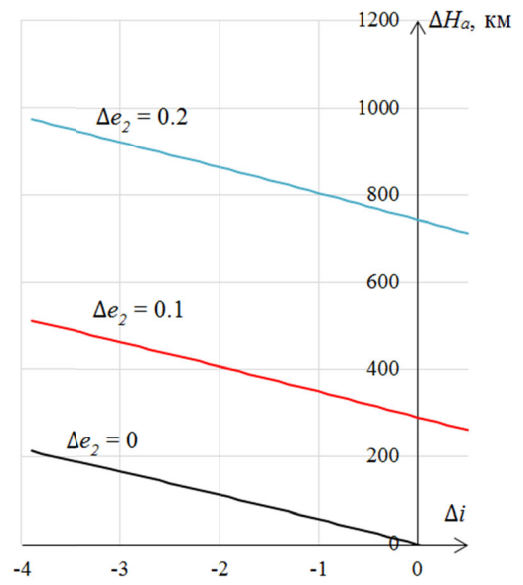


б)

Рисунок 3.14 – Анализ области возможного изменения сдвига по наклонению от сдвига по эксцентриситету эллиптической орбиты, синхронизированной по прецессии узлов а) при различных значениях большой полуоси a_1 орбит спутников первого яруса ($e_1 = 0,2$; $i_1 = 51$ град; $a_2 = 150$ км) б) при различных сдвигах Δa_2 по большой полуоси орбит второго яруса ($H_{a1} = 3000$ км; $e_1 = 0,2$; $i_1 = 51$ град)



а)



б)

Рисунок 3.15 – Анализ области возможного изменения сдвига по большой полуоси от сдвига по наклонению эллиптической орбиты, синхронизированной по прецессии узлов а) при различных значениях большой полуоси a_1 орбит спутников первого яруса ($e_1 = 0,2$; $i_1 = 51$ град; $\Delta e_2 = 0,1$) б) при различных сдвигах Δe_2 по эксцентриситету орбит второго яруса ($H_{a1} = 3000$ км; $e_1 = 0,2$; $i_1 = 51$ град)

Выводы по разделу 3

1. Приведено описание программно-математического обеспечения, разработанного на основе изложенных в разделах 1 и 2 теоретических положений и предназначенного для решения задачи всестороннего баллистического обоснования перспективного космического комплекса технического обслуживания.

2. На основе анализа полученных численных результатов описаны особенности процедуры практического применения разработанного программно-математического обеспечения применительно к двум типовым случаям задания исходной обслуживаемой группировки КА: КА находятся на близких или существенно отличающихся по высоте (большой полуоси) орбитах. Показано, в частности, что эффективные орбитальные построения ККТО могут выбираться при одновременном оптимальном планировании полетов орбитальных модулей для последовательного облета целевых КА с учетом возвращения модулей на орбитальные станции.

3. Приведено подробное описание практических примеров расчета рациональных вариантов орбитального построения ККТО по заданным исходным данным для двух типовых случаев обслуживания КА на близких или существенно отличающихся по высоте (большой полуоси) орбитах. Получены и представлены рациональные варианты орбитального построения космического комплекса технического обслуживания применительно к заданным вариантам обслуживаемых группировок КА. Приведены оптимальные схемы перелетов орбитальных модулей в районы обслуживания целевых КА и соответствующие оценки суммарной характеристической скорости для обеспечения перелетов ОМ в окрестности обслуживаемых КА с учетом возвращения ОМ на орбитальные станции.

4. Обосновано направление дальнейшего развития разработанного методического и программно-алгоритмического аппарата на основе предложенного способа выбора орбитального построения космического

комплекса технического обслуживания на эллиптических и круговых нодально-синхронных орбитах, обеспечивающего минимизацию потребного суммарного запаса характеристической скорости при обслуживании КА, расположенных на существенно отличающихся по наклонению и долготе восходящего узла орбитах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. На основе анализа тенденций развития мировой и отечественной космонавтики показана актуальность проведения работ по созданию теоретического аппарата проектирования орбитального построения перспективной космической системы, обеспечивающей орбитальное обслуживание заданных группировок КА на некомпланарных орбитах со значительными отличиями по долготе восходящего узла орбит.

2. Сформулирована общая постановка задачи выбора орбитального построения ККТО и разработан методический подход к ее решению на основе выделения частных задач проектирования орбит ОС в составе ККТО, планирования обслуживания заданной группировки целевых с помощью отделяемых от ОС орбитальных модулей и расчета характеристик маневров перелета ОМ в окрестности обслуживаемых КА, а также на основе выявления и целенаправленного применения особенностей относительного изменения долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА.

3. Разработаны основные теоретические положения методики, позволяющей проводить баллистическое обоснование перспективного ККТО, включая решение задачи проектирования ККТО с точки зрения минимизации требуемого числа ОС в составе ККТО, решение задачи планирования оптимальных перелетов ОМ между орбитальными станциями ККТО и расчета оптимальных характеристик маневров (включая их число и последовательность) перелета отделяемых от ОС орбитальных модулей в окрестности целевых КА с учетом их возвращения на борт ОС при обеспечении минимально требуемых затрат суммарной характеристической скорости ОМ.

4. Выявлены закономерности локализации оптимальных вариантов орбитального построения ККТО, характеризуемых требуемым временем на перелет отделяемых от орбитальных станций ОМ в окрестности заданных обслуживаемых КА (время обслуживания) и требуемой характеристической скоростью ОМ для осуществления таких перелетов (включая энергетические

характеристики отдельных ОМ и группы ОМ, базирующихся на одной орбитальной станции) в зависимости от имеющегося относительного изменения долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА при заданных характеристиках двигательных установок ОМ (с большой или малой тягой) с учетом возвращения ОМ на орбитальную станцию.

5. Обоснована математическая модель функционирования ККТО на основе использования линеаризованной системы уравнений движения КА в отклонениях от опорной круговой орбиты, включающая определение параметров движения ОС и обслуживаемых КА и расчет маневров перелета отделяемых от орбитальных станций ОМ в окрестность обслуживаемых КА с учетом возвращения на ОС при заданных характеристиках двигательной установки ОМ с большой или малой тягой. Проанализированы различные варианты и предложены рациональные численно-аналитические алгоритмы, необходимые для решения задачи оценки оптимальных параметров маневра перелета ОМ в окрестность заданного обслуживаемого КА (задачи встречи) с использованием двигателей большой и малой тяги.

6. Проведено исследование возможности применения многовиткового фазирования для компенсации значительных отклонений долгот восходящих узлов орбит ОМ и обслуживаемого КА при решении задачи встречи в наиболее общем случае. Получены зависимости потребных затрат суммарной характеристической скорости от величины указанных отклонений по долготе при различных продолжительностях перелета ОМ и даны рекомендации по применению данного способа решения задачи встречи для обеспечения технического обслуживания КА.

7. В пространстве отклонений большой полуоси и эксцентриситета выявлены области локализации оптимальных решений для случая маневрирования с малой тягой. На основе применения теории базис-вектора разработан метод определения параметров оптимального маневрирования при перелете между компланарными орбитами, позволяющий уменьшить потребную величину характеристической скорости на перелет ОМ, оснащенного двигателем

малой тяги, в окрестность обслуживаемого КА по сравнению с применением известных аналогичных методов.

8. На основе анализа полученных численных результатов описаны особенности процедуры практического применения разработанного теоретического и программно-математического обеспечения для баллистического обоснования перспективной ККТО, в том числе для случая обслуживания заданной группировки КА на существенно отличающихся по высоте (большой полуоси) орбитах. Приведены практические примеры расчета рациональных вариантов орбитального построения ККТО по заданным исходным данным для различных случаев задания группировки обслуживаемых КА, а также соответствующие оптимальные схемы перелетов орбитальных модулей в районы обслуживания целевых КА и оценки суммарной характеристической скорости для обеспечения перелетов ОМ в окрестности обслуживаемых КА с учетом возвращения ОМ на орбитальные станции.

9. Показано, что применение разработанного теоретического и программно-алгоритмического обеспечения позволяет находить эффективные варианты орбитального построения ККТО, позволяющие минимизировать затраты на создание и функционирование перспективного ККТО по сравнению с применением известных методов за счет оптимизации орбит ОС в составе ККТО, оптимизации планирования обслуживания заданной группировки целевых КА с помощью ОМ, принадлежащих различным ОС, и оптимизации маневров ОМ при выполнении каждой операции технического обслуживания с учетом их возвращения на борт ОС.

10. Обосновано направление дальнейшего развития разработанного методического и программно-алгоритмического аппарата на основе предложенного способа выбора орбитального построения космического комплекса технического обслуживания на эллиптических и круговых нодально-синхронных орбитах, обеспечивающего минимизацию потребного суммарного запаса характеристической скорости при обслуживании КА, расположенных на существенно отличающихся по наклонению и долготе восходящего узла орбитах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Hastings D.E. When will on-orbit servicing be part of the space enterprise? / D.E. Hastings, B.L. Putbrese, T. La // Acta Astronautica. – 2016. – Vol. 127. – P. 655-666.
2. Дозаправка на орбите [1978 Ребров М., Пацнер К. - «Салют-6», «Союз-26», «Союз-27», «Союз-28», 'Прогресс-1'] [Электронный ресурс]. – URL: <http://12apr.su/books/item/f00/s00/z0000029/st020.shtml> (дата обращения: 25.09.2018).
3. Garner R. Hubble Servicing Missions Overview [Электронный ресурс] : Text. – URL: http://www.nasa.gov/mission_pages/hubble/servicing/index.html (дата обращения: 25.09.2018).
4. An overview of the configuration and manipulation of soft robotics for on-orbit servicing / Z. Jing [et al.] // Science China Information Sciences. – 2017. – Vol. 60. – № 5.
5. Satellite Servicing Projects Division [Электронный ресурс]. – URL: <https://sspd.gsfc.nasa.gov/> (дата обращения: 26.09.2018).
6. ViviSat: An On-Call, Robotic Doctor for Ailing Satellites | Popular Science [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.popsci.com/technology/article/2012-05/startup-vivisat-aims-save-ailing-satellites-providing-power-and-propulsion> (дата обращения: 25.09.2018).
7. DARPA's satellite repair robot makes house calls [Электронный ресурс]. – URL: <https://newatlas.com/darpa-space-repair-robot/42499/> (дата обращения: 25.09.2018).
8. Phoenix rising: DARPA's plan to repair communication satellites in orbit | Kurzweil [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.kurzweilai.net/phoenix-rising-darpas-plan-to-repair-communication-satellites-in-orbit> (дата обращения: 25.09.2018).
9. Method of optimization of the servicing space-based system orbits and detached units maneuveres parameters in the problem of on-orbit-servicing of the given

multi-satellite space infrastructure / V. Razoumny [et al.] // Proceedings of the 67th International Astronautical Congress, IAC 2016. – 2016.

10. Алексеев К.Б. Маневрирование космических аппаратов / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. – М.: Машиностроение, 1970. – 232 с.

11. Бэттин Р. Новый подход к задаче Ламберта / Р. Бэттин // Ракетная техника и космонавтика. – 1977. – Т. 15. – № 5. – С. 122-129.

12. Jezewski D.J. An efficient method for calculating optimal free-space n-impulse trajectories / D.J. Jezewski, H.L. Rozendaal // AIAA Journal. – 1968. – Vol. 6. – № 11. – P. 2160-2165.

13. Ермилов Ю.А. Управление сближением космических аппаратов / Ю.А. Ермилов, Е.Е. Иванова, С.В. Пантюшин. – М.: Наука, 1977. – 448 с.

14. Ивашкин В.В. Многоимпульсные траектории встречи двух космических аппаратов на круговой орбите / В.В. Ивашкин, Г.Г. Райкунов // Космические исследования. – 1994. – Т. 32. – № 3. – С. 33-46.

15. Lion P.M. Primer vector on fixed-time impulsive trajectories / P.M. Lion, M. Handelsman // AIAA Journal. – 1968. – Vol. 6. – № 1. – P. 127-132.

16. Суханов А.А. Универсальное решение задачи Ламберта / А.А. Суханов // Космические исследования. – 1988. – Т. 26. – № 4. – С. 483-491.

17. Fehse W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft / W. Fehse. – London: Cambridge University Press, 2003. – 486 p.

18. Gavrilov A.V. Using branch-and-bound method for rendezvous problem solution / A.V. Gavrilov // Proceedings of the XV International Symposium on Space Flight Dynamics. – 2000.

19. Gross L.R. Optimal multiple-impulse direct ascent fixed-time rendezvous / L.R. Gross, J.E. Prussing // AIAA Journal. – 1974. – Vol. 12. – № 7. – P. 883-884.

20. Han C. Study on the multi-revolution Lambert transfer algorithm for rendezvous / C. Han, H.W. Xie // Chinese Space Science and Technology. – 2004. – Vol. 24. – № 5. – P. 9-13.

21. Бажинов И.К. Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон» / И.К. Бажинов, В.Д. Ястребов. – М.: Наука, 1978. – 224 с.

22. Аппазов Р.Ф. Исследование оптимальных многоимпульсных перелётов с ограниченным временем между близкими почти круговыми орбитами / Р.Ф. Аппазов, В.И. Огарков // Космические исследования. – 1976. – Т. 14. – № 2. – С. 1.
23. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев [и др.]. – М.: Машиностроение, 1988. – 336 с.
24. Улыбышев Ю.П. Оптимизация многорежимных траекторий сближения с ограничениями / Ю.П. Улыбышев // Космические Исследования. – 2008. – Т. 46. – № 2. – С. 135-147.
25. Jones J.B. Optimal rendezvous in the neighborhood of a circular orbit / J.B. Jones // Am Astron Soc/AIAA Astrodyn Spec Conf. – 2017.
26. Marec J.-P. Contribution to the study of the multi-impulse optimal rendezvous of medium duration between near-circular, non coplanar, close orbits / J.-P. Marec // Colloquium on Methods of Optimization : Lecture Notes in Mathematics / ред. N.N. Moiseev. – 1970. – С. 159-197.
27. Marec J.-P. Optimal Space Trajectories / J.-P. Marec. – Elsevier, 2012. – 356 p.
28. Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров четырехимпульсных переходов между близкими околокруговыми орбитами / А.А. Баранов // Космические исследования. – 1986. – Т. 24. – № 3. – С. 400.
29. Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров многовитковых маневров дальнего наведения / А.А. Баранов // Космические исследования. – 1990. – Т. 28. – № 1. – С. 69-76.
30. Баранов А.А. Методика расчета параметров маневров встречи КА с орбитальной станцией / А.А. Баранов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2008. – № 6. – С. 1-32.
31. Гаврилов А.В. Поиск глобального минимума функционала при решении задачи линейного маневра КА : IX / А.В. Гаврилов // Ракетно-космическая техника, научно - технический сборник. – 1995. – № 1.

32. Гаврилов В.П. Задача коррекции с ограничением на число импульсов / В.П. Гаврилов, Е.В. Обухов // Космические исследования. – 1980. – Т. 18. – № 2. – С. 163-172.
33. Гаврилов В.П. Алгоритм решения некоторых задач двухимпульсной коррекции / В.П. Гаврилов, Г.С. Заславский, Е.В. Обухов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – № 125. – С. 34.
34. Колегов Г.А. Избранные разделы космической баллистики искусственных спутников Земли : Методическое пособие / Г.А. Колегов. – ЦНИИмаш, 2007. – 270 с.
35. Программный комплекс для анализа, синтеза и управления космическими системами / В.В. Малышев [и др.] // Тезисы докладов Международной космической конференции «Космос без оружия – арена мирового сотрудничества в XXI веке». – 2001. – С. 43-45.
36. Бажинов И.К. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс» / И.К. Бажинов, В.П. Гаврилов, В.Д. Ястребов. – М.: Наука, 1985. – 376 с.
37. Prussing J.E. Optimal two- and three-impulse fixed-time rendezvous in the vicinity of a circular orbit / J.E. Prussing // AIAA Journal. – 1970. – Vol. 8. – № 7. – P. 1221-1228.
38. Баранов А.А. О геометрическом решении задачи импульсного многовиткового перехода между близкими околосферическими компланарными орбитами / А.А. Баранов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 1985. – № 64. – С. 1-27.
39. Баранов А.А. О геометрическом решении задачи встречи на близких почти круговых компланарных орбитах / А.А. Баранов // Космические исследования. – 1989. – Т. 27. – № 6. – С. 808-816.
40. Баранов А.А. Численно-аналитическое определение параметров маневров многовитковой встречи КА на близких околосферических некомпланарных орбитах / А.А. Баранов // Космические исследования. – 2008. – Т. 46. – № 5. – С. 430-439.

41. Баранов А.А. Шестиимпульсные маневры встречи космических аппаратов на околокруговых некомпланарных орбитах / А.А. Баранов, Д.С. Ролдугин // Космические исследования. – 2012. – Т. 50. – № 6. – С. 472.
42. Райкунов Г.Г. Оптимизация баллистического обеспечения облета системы космических аппаратов на круговой орбите / Г.Г. Райкунов. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. – 214 с.
43. Руппе Г.О. Введение в астронавтику. Т. 1 / Г.О. Руппе. – М.: Наука, 1970. – 612 с.
44. Гродзовский Г.Л. Механика космического полета с малой тягой / Г.Л. Гродзовский, Ю.Н. Иванов, Б.В. Токарев. – М.: Наука, 1966. – 679 с.
45. Алешин В.А. Исследование траекторий полета к Луне и возвращения на Землю / В.А. Алешин, И.К. Бажинов, В.А. Мельбард // Космические исследования. – 1967. – Т. V. – № 6. – С. 843.
46. Егоров В.А. Пространственная задача достижения Луны / В.А. Егоров. – М.: Наука, 1965.
47. Ильин В.А. Синтез траекторий близкого облета Луны с возвращением в атмосферу Земли / В.А. Ильин // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 1967. – Т. VII. – № 2. – С. 367-388.
48. Ивашкин В.Б. Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника / В.Б. Ивашкин, Н.Н. Тупицын // Космические исследования. – 1971. – Т. IX. – № 2. – С. 163-172.
49. Ross S.E. A systematic approach to the study of noustop interplanetary' round trips / S.E. Ross // Advances in Astronautical Science. – 1963. – Vol. 13. – № 5.
50. Titus R.R. Powed flybys of Mars / R.R. Titus // Acta Astronautica. – 1965. – Vol. 11. – № 5. – P. 294-308.
51. Gillespie R.W. A systematic approach to the study of stopover interplanetary round trips / R.W. Gillespie // Advances in Astronautical Science. – 1963. – Vol. 13. – № V. – P. 165-176.

52. Ragsac R.V. Analysis of planetary flybys missions / R.V. Ragsac, R.R. Titus // *Advances in Astronautical Science*. – 1963. – Vol. 13. – P. 572-586.
53. Luidins R.W. Mars noustop round-trip trajectories / R.W. Luidins // *AIAA Journal*. – 1964. – Vol. 2. – № 2. – P. 368-370.
54. Gobetz F.W. How to open the heliocentric launch window for Earth–Mars orbiter missions / F.W. Gobetz, J.R. Doll // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 1969. – Vol. 6. – № 4. – P. 353-360.
55. Willis E.A. New class of optimal interplanetary trajectories with specified trip time / E.A. Willis // *AIAA Journal*. – 1965. – P. 65-66.
56. Holister W.M. Mars transfer via Venus / W.M. Holister // *AIAA Journal*. – 1965. – P. 65-66.
57. John R.L. Venus swingby mode for Mars missions / R.L. John // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 1966. – Vol. 3. – № 2.
58. Исакович Л.А. Некоторые случаи межпланетных переходов с использованием пертурбационного маневра / Л.А. Исакович, С.Н. Кирпичников // *Космические исследования*. – 1974. – Т. XII. – № 5. – С. 675-681.
59. Титов Г.С. Межорбитальные и локальные маневры космических аппаратов / Г.С. Титов, В.А. Иванов, В.Л. Горьков. – М.: Машиностроение, 1982. – 248 с.
60. Баринов К.Н. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов / К.Н. Баринов, М.Н. Бурдаев, П.А. Мамон. – М.: Машиностроение, 1975. – 232 с.
61. Долодаренко В.А. Выбор оптимального плана орбитальных переходов системы управляемых КЛА / В.А. Долодаренко // *Космические исследования на Украине*. – 1977. – № 10. – С. 9-16.
62. Долодаренко В.А. Об одном достаточном условии оптимальности решения минимальной задачи о назначениях / В.А. Долодаренко // *Динамика и управление движением*. – 1978. – С. 23-28.

63. Долодаренко В.А. Об одной комплексной задаче оптимального управления многоцелевой системой / В.А. Долодаренко, Э.И. Федан // Сложные системы управления. – 1976.

64. Гордон А.Я. Один алгоритм решения минимаксной задачи о назначениях / А.Я. Гордон // Исследования по дискретной оптимизации. – 1976. – С. 327-333.

65. Долодаренко В.А. Применение методов линейного программирования к задаче выбора потребных запасов энергии управляемых объектов / В.А. Долодаренко // Некоторые вопросы динамики и управления движением. – 1976. – С. 57-68.

66. Долодаренко В.А. Метод локальных экстремалей для задачи нелинейного стохастического программирования / В.А. Долодаренко. – 1978. – С. 95-100.

67. Будник В.С. Об одной маршрутной задаче для системы КЛА и методе ее решения / В.С. Будник, В.А. Долодаренко, В.М. Мамчук // В сборнике трудов VI Объединенных научных чтений по космонавтике, посвященных памяти выдающихся советских ученых — пионеров освоения космического пространства. – 1983. – С. 165-171.

68. Долодаренко В.А. Постановка одной комплексной задачи оптимального управления динамической системой с комбинаторным планом / В.А. Долодаренко // Прикладные задачи динамики управляемого движения. – 1981. – С. 119-127.

69. Долодаренко В.А. Об одной комбинационной задаче дискретной оптимизации / В.А. Долодаренко, В.М. Мамчук // Прикладные задачи динамики управляемого движения. – 1981. – С. 127-133.

70. Танабэ Т. О выборе оптимального варианта встречи с несколькими целями / Т. Танабэ // Управление в пространстве. – 1975. – Т. 2. – С. 83-94.

71. Райкунов Г.Г. Методика определения параметров баллистического обеспечения обслуживания системы летательных аппаратов : Учебное пособие / Г.Г. Райкунов. – М.: МАИ, 2002. – 42 с.

72. Райкунов Г.Г. Баллистическое обеспечение обслуживания системы летательных аппаратов, движущихся по круговой орбите / Г.Г. Райкунов. – Королев: ОАО "ИПК «Машприбор», 2002. – 202 с.

73. Labourdette P. A software for rendezvous between near-circular orbits with large initial ascending node difference / P. Labourdette, A.A. Baranov // Proceedings of the 17th International symposium on space flight dynamics. – 2003. – P. 130-142.

74. Баранов А.А. Изменение положения космического аппарата в спутниковой системе / А.А. Баранов // Космические исследования. – 2008. – Т. 46. – № 3. – С. 219-223.

75. Баранов А.А. Баллистические аспекты облета крупногабаритного космического мусора на низких околокруговых орбитах / А.А. Баранов, Д.А. Гришко // Известия Российской Академии Наук. Теория и системы управления. – 2015. – № 4. – С. 143.

76. Решение задачи облета объектов крупногабаритного космического мусора на солнечно-синхронных орбитах / А.А. Баранов [и др.] // Космические исследования. – 2016. – Т. 54. – № 3. – С. 242-250.

77. Баранов А.А. Облёт низкоорбитальных объектов крупногабаритного космического мусора с их последовательным уводом на орбиту захоронения / А.А. Баранов, Д.А. Гришко, Н.В. Чернов // Наука и образование: Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2016. – № 4. – С. 48-64.

78. Патент 2535760 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/10, G 05 D 1/00. Космическая обслуживающая система и способ ее построения / Разумный Ю.Н., Баранов А.А., Малышев В.В., Макаров Ю.Н., Разумный В.Ю., Козлов П.Г., Мошнин А.А. – № 2013146588/11; заявл. 18.10.2013; опубл. 20.12.2014, Бюл. 35. – 7 с.

79. The concept of On-Orbit-Servicing for next generation space system development and its key technologies / V. Razoumny [et al.] // Proceedings of the 68th International Astronautical Congress, IAC 2017. – 2017. – Vol. 16. – P. 10486-10499.

80. Villanueva R. Boeing Demonstrates Future On-Orbit Servicing Capability with Orbital Express [Электронный ресурс]. – URL:

<https://boeing.mediaroom.com/2007-08-30-Boeing-Demonstrates-Future-On-Orbit-Servicing-Capability-with-Orbital-Express> (дата обращения: 06.05.2019).

81. Caleb H. MDA restarts satellite servicing business with SES as first customer [Электронный ресурс]. – URL: <https://spacenews.com/mda-restarts-satellite-service-business-with-ses-as-first-customer/> (дата обращения: 06.05.2019).

82. Разумный В.Ю. Планирование обслуживания разнородных спутниковых систем / В.Ю. Разумный, А.А. Баранов // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2016. – № 4. – С. 16-26.

83. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П.Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1965. – 540 с.

84. Баранов А.А. Методика расчета параметров маневров встречи КА с орбитальной станцией / А.А. Баранов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2008. – № 6. – С. 1-32.

85. Ильин В.А. Оптимальные перелеты космических аппаратов / В.А. Ильин, Г.Е. Кузмак. – М.: Наука, 1976. – 744 с.

86. Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров маневров формирования спутниковых систем / А.А. Баранов, А.А. Баранов мл. // Космические исследования. – 2009. – Т. 47. – № 3. – С. 256-262.

87. Баранов мл. А.А. Разработка унифицированной расчетно-баллистической методики анализа эффективности методов формирования и поддержания спутниковых систем заданной структуры : канд. техн. наук: 05.07.09 / А.А. Баранов мл. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 149 с.

88. Baranov A.A. The features of constellations' formation and replenishment at near circular orbits in non-central gravity fields / A.A. Baranov, D.A. Grishko, V.I. Mayorova // Acta Astronautica. – 2015. – Т. 116. – С. 307-317.

89. Баранов А.А. Алгоритм расчета параметров многовитковых маневров дальнего наведения / А.А. Баранов // Космические исследования. – 1990. – Т. 28. – № 1. – С. 69-76.

90. Mars orbit rendezvous strategy for the Mars 2003/2005 sample return mission / L.A. D'Amario [et al.] // *Advances in the Astronautical Sciences*. – 2000. – Vol. 103. – P. 103-121.
91. Ocampo C. Rendezvous options and dynamics for Mars sample return mission / C. Ocampo, J. Guinn, J. Breeden // *Advances in the Astronautical Sciences*. – 2002. – Vol. 109 II. – P. 1661-1680.
92. Baranov A.A. Strategies for on-orbit rendezvous circling Mars / A.A. Baranov, P. Labourdette // *Advances in the Astronautical Sciences*. – 2002. – Vol. 109 II. – P. 1351-1368.
93. Allen B. Cyclone Global Navigation Satellite System (CYGNSS) [Электронный ресурс] : Text. – URL: <http://www.nasa.gov/cygnss> (дата обращения: 26.09.2018).
94. Method of energy estimation of interorbital transfers for LEO spacecraft on-orbit servicing / V.Yu. Razoumny [et al.] // *Advances in the Astronautical Sciences*. – 2017. – Т. 161. – С. 701-709.
95. CelesTrak: Current NORAD Two-Line Element Sets [Электронный ресурс]. – URL: <http://celestrak.com/NORAD/elements/> (дата обращения: 26.09.2018).
96. Бажинов И.К. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» – «Прогресс» / И.К. Бажинов, В.П. Гаврилов, В.Д. Ястребов. – М.: Наука, 1985. – 376 с.
97. Кузмак Г.Е. Приближенное построение оптимальных перелётов в малой окрестности круговой орбиты / Г.Е. Кузмак, А.З. Брауде // *Космические исследования*. – 1969. – Т. 7. – № 3. – С. 323-338.
98. Разумный В.Ю. Формирование и поддержание орбит КА с помощью двигателей малой тяги / В.Ю. Разумный, А.А. Баранов, А.А. Баранов мл. // *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*. – 2010. – № 52. – С. 1-32.
99. Лоуден Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации / Д.Ф. Лоуден. – М.: Мир, 1966. – 152 с.

100. Edelbaum T.N. Minimum impulse transfer in the vicinity of a circular orbit / T.N. Edelbaum // *Journal of the Astronautical Sciences*. – 1967. – Vol. XIV. – № 2. – P. 66-73.

101. Оптимальные переходы с малой тягой между близкими околокруговыми компланарными орбитами / В.Ю. Разумный [и др.] // *Космические исследования*. – 2011. – Т. 49. – № 3. – С. 278-288.

102. Крылов А. Анализ создания и развития низкоорбитальных систем спутниковой связи / А. Крылов // *Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание»*. – 2011. – С. 46-49.

103. Описание спутниковой системы Глобалстар [Электронный ресурс]. – URL:
http://www.satcomdv.ru/informaciya_o_sistemah_sputnikovoj_sa/globalstar/opisanie_sistemy_globalstar/ (дата обращения: 26.09.2018).

104. Low orbit spacecraft service planning / V.Yu. Razoumny [et al.] // *Proceedings of the 68th International Astronautical Congress, IAC 2017*. – 2017. – Vol. 2. – P. 835-844.

105. Разумный В.Ю. Методика расчета многоярусных спутниковых систем на круговых и эллиптических нодально-синхронных орбитах / В.Ю. Разумный, Ю.Н. Разумный, П.Г. Козлов // *Научно-технический вестник Поволжья*. – 2015. – № 3. – С. 196-199.

106. Kalil F. Derivation of nodal period of an earth satellite and comparisons of several first-order secular oblateness results / F. Kalil, F. Martikan // *AIAA Journal*. – 1963. – Vol. 1. – № 9. – P. 2041-2046.

107. Разумный В.Ю. Анализ параметрических зависимостей для круговых и эллиптических орбит, обладающих свойством нодальной синхронности / В.Ю. Разумный, Ю.Н. Разумный, П.Г. Козлов // *Научно-технический вестник Поволжья*. – 2015. – № 3. – С. 200-204.