

На правах рукописи



РАЗУМНЫЙ ВЛАДИМИР ЮРЬЕВИЧ

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

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва, 2019 г.

Работа выполнена на кафедре «Системный анализ и управление» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: **Малышев Вениамин Васильевич**, заведующий кафедрой «Системный анализ и управление» Аэрокосмического института Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты: **Аверкиев Николай Фёдорович**, профессор кафедры навигационно-баллистического обеспечения космических средств и теории полёта летательных аппаратов Федерального государственного бюджетного военного образовательного учреждения высшего образования «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского» Министерства обороны Российской Федерации, доктор технических наук, профессор

Эйсмонт Натан Андреевич, ведущий научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института космических исследований Российской академии наук, кандидат технических наук

Ведущая организация: **АО «НПО им. С.А. Лавочкина»** (Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»)

Защита состоится 14 ноября 2019 года в 14:00 на заседании диссертационного Совета Д 212.125.12 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГПС-3, Волоколамское ш., д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГПС-3, Волоколамское ш., д. 4 и на сайте МАИ: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=105130.

Автореферат разослан «___» _____ 2019 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГПС-3, Волоколамское ш., д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д 212.125.12

 А.В.Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследований. 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.

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. 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.

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.

Объектом исследований в настоящей работе являются орбитальные построения перспективного ККТО, состоящего из ОС с отделяемыми от них ОМ возвращаемого типа и предназначенного для орбитального сервисного обслуживания группировок целевых КА.

Предметом исследований 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.

Цель настоящих исследований – 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 поставленной цели в работе проводятся исследования по следующим направлениям (решаются следующие частные задачи):

1. 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 (ДВУ) орбит обслуживаемых КА.

2. 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.

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

Исследования в указанных направлениях позволили, с одной стороны, сформулировать и обосновать новые научные положения в области баллистического

проектирования космического комплекса технического обслуживания на орбитах, а с другой стороны – разработать основные положения методики, алгоритмы решения частных задач и вычислительные программы, дающие необходимые для практики инструментальные средства оптимизации орбитального построения ОС за счет использования современных методов и алгоритмов оценки энергозатрат при проведении операций обслуживания орбитальными модулями.

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.

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.

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.

Положения, выносимые на защиту:

1. 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.

2. 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.

3. 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.

4. 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.

5. Результаты баллистического проектирования орбитального построения и математического моделирования функционирования перспективной ККТО для заданных группировок обслуживаемых целевых КА.

6. Способ орбитального построения космического комплекса технического обслуживания КА на основе использования нодально-синхронных орбит.

Степень достоверности полученных результатов. 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.

Апробация результатов и публикации. Результаты диссертационной работы докладывались и получили одобрение на 9-ти международных и российских научных конференциях. Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 10 печатных работах, в том числе в четырех работах в журналах из перечня ВАК, в четырех источниках, индексируемым в базе данных Scopus, одном препринте, а также получен один патент на изобретение.

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.

Структура и объем диссертации

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

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, отмечены научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации полученных результатов.

В первом разделе дана постановка решаемой оптимизационной задачи – задачи выбора орбитального построения перспективного космического комплекса технического обслуживания и методический подход к ее решению. 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. Предполагается, что все целевые КА, равно как и ОС обслуживающего их космического комплекса, находятся на

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

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 приходиться 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 отказываемся от минимизации потребной суммарной характеристической скорости на борту ОМ, а лишь оставляем 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, получающаяся при решении задачи с учетом заданного ограничения на запас характеристической скорости на борту каждого ОМ ее 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.

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

– 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:

$$a_j, e_j, i_j, \omega_j, \Omega_j, u_j \quad (j = \overline{1, S}), \quad (2)$$

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

$$M \leq M_{\max} \quad (3)$$

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

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{j=1}^S \Delta V_j, \quad (4)$$

$$\Delta V_j = \sum_{k=1}^M \Delta V_{kj} \quad (5)$$

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

$$\Delta V_{kj} \leq \Delta V_{\text{зад}} \quad (6)$$

Количество орбитальных модулей на каждой станции задается не абсолютным, а его максимально возможным значением еще и по той причине, 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. Максимальным из этих значений можно характеризовать потребное число ОМ на борту проектируемой ОС в составе ККТО.

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

$$e_j < 0,002, \quad e_j < 0,002, \quad (7)$$

а отличие в наклонениях орбит целевых КА и орбитальных станций не может

превышать величины 0,01 град. Данное 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.

Показано, что сформулированная оптимизационная задача может быть представлена (декомпозирована) в виде следующих трех частных задач. Первой такой частной задачей является непосредственно классическая задача проектирования орбитального построения ККТО, как задача определения минимально потребного числа ОС и параметров орбит ОС.

Второй 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 ОМ в течение одного вылета нескольких выделенных для него целевых КА (как было отмечено выше, условиями решаемой задачи допускается обслуживание в течение одного вылета с ОС не одного, а нескольких КА). Решение данной задачи проводится *по критерию минимума затрат суммарной характеристической скорости отделяемых модулей на обслуживание заданной группировки КА*. Такая задача называется задачей планирования обслуживания (облета) целевых КА.

Третья 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*. Эта задача называется задачей оценки затрат потребной характеристической скорости на перелеты орбитального модуля в окрестности целевых КА с последующим возвращением на борт ОС.

Характерной чертой (и основной трудностью) решения рассматриваемой оптимизационной задачи выбора орбитального построения ККТО является некомпланарность орбит обслуживаемых КА по долготе восходящего узла (десятки градусов) как между собой, так и по отношению к орбитам ОС ККТО. Предложенный для решения этой задачи методический подход основан на выявлении и целенаправленном применении закономерностей изменения относительных отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА. В этой связи относительное изменение восходящих узлов орбит некоторой совокупности КА будем называть портретом отклонений долгот восходящих узлов. Сущность методического подхода состоит в интеграции отклонений долгот восходящих узлов 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 сводится к проведению формальной процедуры учета относительного рассогласования долгот восходящих узлов орбит обслуживаемых КА и орбит станций ККТО, на борту которых находятся отделяемые ОМ. Данная процедура состоит в следующем.

Портрет отклонений долготы восходящего узла орбиты некоторого f -го обслуживаемого КА описывается с помощью функции относительного изменения $\Delta\Omega_f(t)$ долготы восходящего узла орбиты этого КА в зависимости от времени t (или от числа витков N) относительно долготы восходящего узла орбиты некоторого базового КА (фиктивного КА со средним или другим «опорным» движением для заданной группировки КА) на заданном периоде обслуживания:

$$\Delta\Omega_f = (\Omega_f - \Omega_0) + (\delta\dot{\Omega}_f - \delta\dot{\Omega}_0) \cdot t, \quad (8)$$

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; $\delta\dot{\Omega}_f = \frac{\delta\Omega_f}{T_f} = -\frac{\varepsilon \cos i_f}{a_f^3 \sqrt{\mu a_f}}$ – скорость прецессии f -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 заданной группы обслуживаемых КА и одной ОС показан на рис. 1. В общем случае можно выделить три различных случая взаимного расположения зависимостей $\Delta\Omega(t)$, представленных на рис. 1 в виде прямых (для краткости их называем прямыми, хотя в общем случае это кривые линии). Первый случай соответствует линиям относительной эволюции долготы восходящего узла в виде семейства «квазипараллельных» таких прямых (см. верхнюю часть графика на рис. 1). В этом случае относительное угловое движение орбитальных плоскостей устойчиво. Во втором случае прямые имеют некоторые угловые коэффициенты различного знака и различной абсолютной величины, что приводит к большому числу взаимных пересечений этих прямых (см. нижнюю часть графика на рис. 1). Это говорит об имеющейся относительной неустойчивости орбит по долготе восходящего узла. Комбинация указанных двух вариантов дает третий вариант портрета отклонений.

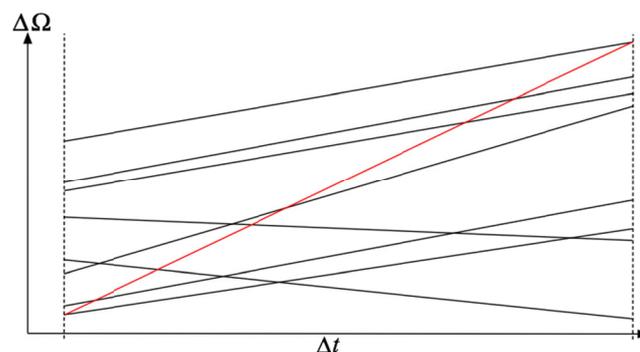


Рис. 1 – Качественный вид портрета отклонений ДВУ орбит нескольких обслуживаемых КА (в черном цвете) и орбиты одной станции ККТО (в красном цвете)

Можно показать, 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. 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 целесообразно выбирать так, чтобы она имела минимальный наклон к оси абсцисс и, следовательно, минимальный угол со всеми пересекаемыми прямыми. Для этого она (в оптимальном случае для одной станции) должна начинаться в начале нижней прямой и заканчиваться в конце верхней линии на заданном периоде обслуживания (см. линию в красном цвете на рис. 1). Данная идея лежит в основе развиваемого далее подхода для нескольких станций.

Во втором разделе приводится описание основных теоретических положений разработанной методики выбора орбитального построения ККТО применительно к каждой из выделяемых частных задач – задаче проектирования орбитального построения, задаче планирования обслуживания целевых КА и задаче оценки затрат на перелеты орбитального модуля.

При решении задачи проектирования орбитального построения показано, что в качестве фиктивного КА при построении портрета отклонений целесообразно принимать КА не с какими-либо средними значениями большой полуоси, эксцентриситета, наклона, долготы восходящего узла и аргумента широта перигея орбиты КА (будем его называть *средним фиктивным КА*) (рис. 2), а со специально подобранными параметрами таким образом, чтобы все линии портрета наклонов были неубывающими. Последнее достигается тем, что параметры орбиты КА (за исключением долготы восходящего узла) принимаются равными параметрам орбиты того КА, которому на портрете отклонений в условиях выбора «среднего» КА соответствует линия $\Delta\Omega(t)$, убывающая в наибольшей степени (см. линию в зеленом цвете на рис. 2), а в качестве долготы восходящего узла принимается минимальное значение этого параметра на множестве всех целевых КА (см. линию в синем цвете на рис. 2). На рис. 3

показан пример портрета отклонений ДВУ орбит КА относительно ДВУ орбиты фиктивного КА с параметрами, принятыми указанным образом (будем его называть *основным фиктивным КА*).

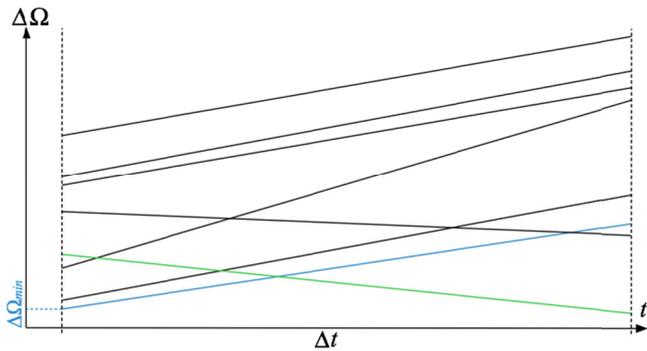


Рис. 2 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА относительно ДВУ орбиты среднего фиктивного КА

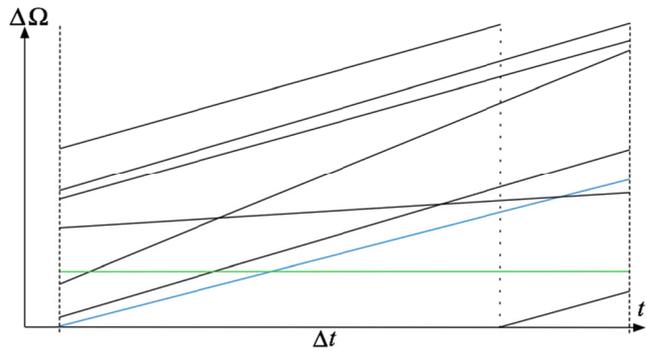


Рис. 3 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА относительно ДВУ орбиты основного фиктивного КА

Орбита станции, обслуживающая все целевые КА при минимальных затратах на перелеты орбитальных модулей в окрестности целевых КА, выбирается из условия совпадения долгот восходящих узлов орбиты станции и орбит целевых КА. На портрете отклонений таким совпадениям долгот восходящих узлов соответствуют точки пересечений линий $\Delta\Omega(t)$ для обслуживаемых КА и орбитальной станции. Наиболее оптимальной орбитой станции в этом случае будет такая орбита, которой соответствует линия $\Delta\Omega(t)$, пересекающая аналогичные линии для обслуживаемых КА в течение заданного периода времени обслуживания.

Для нахождения потребного числа станций в составе ККТО принимается во внимание, что разница в угле наклона пересекающихся прямых $\Delta\Omega(t)$ пропорциональна разнице их больших полуосей и, следовательно, разнице в затратах суммарной характеристической скорости, необходимых для перелета на орбиту обслуживаемого КА. С учетом этого прямая для орбитальной станции должна иметь минимальный наклон по отношению к горизонтальной линии, соответствующей одному из целевых КА, что обеспечивает минимальный угол со всеми пересекаемыми прямыми других КА. Для этого на промежутке времени Δt она должна начинаться в начале нижней, а заканчиваться в конце верхней линии, соответствующей эволюции орбиты целевого КА (рис. 4). В результате мы получаем оптимальное положение линии для одной орбитальной станции, обеспечивающей минимальные затраты суммарной характеристической скорости на перелеты ко всем обслуживаемым КА без учета ограничения (6) на затраты суммарной характеристической скорости на борту одного ОМ.

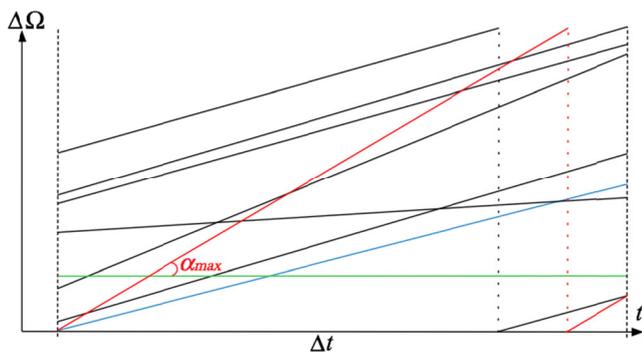


Рис. 4 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА и одной ОС

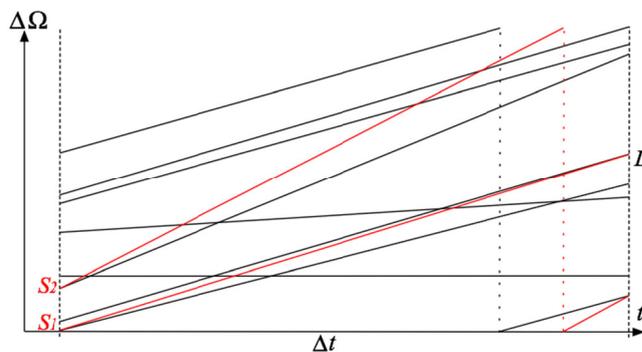


Рис. 5 – Потрет отклонений ДВУ целевых КА и двух ОС

На рис. 4 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 $\Delta V_{\text{зад}}$ по условию (6), то и для перелетов других орбитальных модулей это условие выполнено. Максимальные суммарные затраты характеристической скорости всех модулей одной орбитальной станции могут быть определены как $\Delta V_{j\max} = K\Delta V_{kj\max}$. Поскольку по условию (3) количество модулей на одной станции ограничено, то, следовательно, и ограничены затраты суммарной характеристической скорости всей орбитальной станции (последние могут быть связаны с конструктивными особенностями орбитальной станции). Максимальные затраты для одной орбитальной станции могут быть определены по формуле

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

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

$$\Delta V_{j\max} \leq \Delta V_{\text{зад ст}}. \quad (9)$$

Если $\Delta V_{\text{зад ст}} \leq K\Delta V_{\text{зад}}$, то условие (9) 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 (9).

В случае если хотя бы одно из условий (6) или (9) не выполняется, то необходимо увеличить потребное число станций. Максимальное потребное (оценка «сверху») число орбитальных станций S_{\max} можно определить по следующей формуле:

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

Если на каждый перелет расходуются максимальные затраты суммарной характеристической скорости $\Delta V_{kj\max} = \Delta V_{\text{зад}}$, 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. 5). 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 $\Delta V_{\text{зад ст}} \leq (L+1)\Delta V_{\text{зад}}$.

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.

Решение задачи планирования проводится на этапе, когда известны не только параметры орбит целевых КА (из исходных данных), но и параметры одной или нескольких орбитальных станций (из вышеизложенного), также может быть получено на основе использования общих свойств портрета отклонений долгот восходящих узлов. Рассмотрим портреты отклонений долгот восходящих узлов орбит обслуживающих и обслуживаемых КА для двух случаев взаимного расположения линий. На рис. 6 показан пример квазипараллельных линий относительной эволюции отклонений долгот, а на рис. 7 – пример, когда такие линии пересекаются. На обоих рисунках орбитальным станциям соответствуют сплошные линии, а целевым КА – пунктирные.

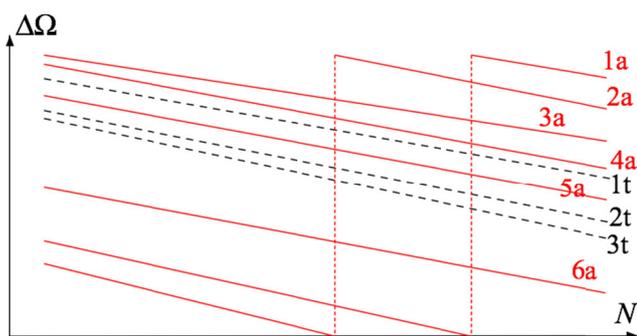


Рис. 6 – Отклонениям долгот восходящих узлов соответствуют квазипараллельные линии

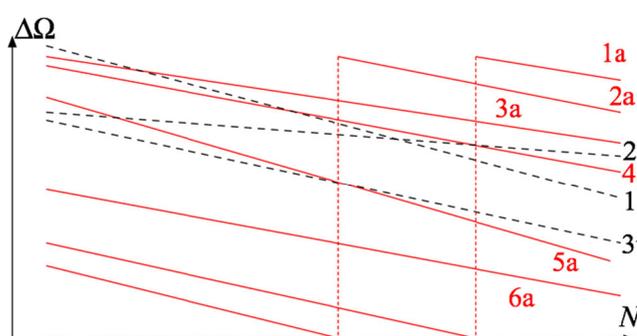


Рис. 7 – Отклонениям долгот восходящих узлов соответствуют пересекающиеся линии

Квазипараллельность линий на портрете отклонений долгот восходящих узлов на рис. 6 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 ближайшая линия к данной орбитальной станции (различия в долготе восходящего узла минимальны). Так, например, на рис. 6 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.

При пересечении пунктирных и сплошных линий возникает возможность отказаться от дорогостоящего формирования орбиты ожидания (фазирования). В примере, отраженном на рис. 7, 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. 8 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.

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. 9, линия 4a) на орбиту первого целевого КА (рис. 9, 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. 9, пересечение линии 1t и линии 2t). В этот момент осуществляется перелет в окрестность следующего КА.

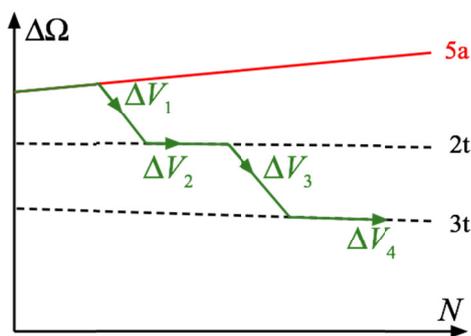


Рис. 8 – Схема перелета между некомпланарными орбитами

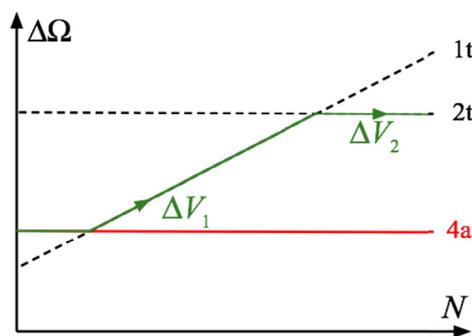


Рис. 9 – Схема перелета между компланарными орбитами

Третий случай взаимного расположения прямых $\Delta\Omega(t)$ представляет собой комбинацию первых двух вариантов. При этом сначала анализируются более экономичные решения, соответствующие пересекающимся линиям (рис. 9), а затем, когда остаются только квазипараллельные линии, рассматриваются перелеты по схеме из рис. 8.

Для создания программно-алгоритмической реализации решения задачи проектирования орбитального построения ККТО и задачи планирования

обслуживания заданной группировки целевых КА требуется иметь решения задачи оценки затрат суммарной характеристической скорости на выполнение маневров обслуживания целевых КА. Такие решения даются в подразделах 2.3 и 2.4.

В подразделе 2.3 разработаны необходимые теоретические положения для оценки минимально потребных затрат характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей большой тяги. В частности, получена зависимость затрат суммарной характеристической скорости от продолжительности маневра, дающая возможность проводить оценку продолжительности маневра для каждого отклонения по долготе восходящего узла в условиях заданных ограничений. Проведенный анализ другой полученной зависимости – зависимости затрат суммарной характеристической скорости от отклонения по долготе восходящего узла орбит показал, что увеличение продолжительности маневра не всегда сопровождается уменьшением потребных затрат суммарной характеристической скорости: синусоидальный характер этой зависимости приводит к тому, что для различных заданных продолжительностей маневра при больших значениях отклонений долгот восходящих узлов орбит имеют место локальные минимумы затрат суммарной характеристической скорости.

В подразделе 2.4 разработаны теоретические положения по оценке минимально потребных затрат характеристической скорости на перелет орбитального модуля в окрестность обслуживаемого КА при использовании двигателей малой тяги. В частности, на основе применения теории базис-вектора Лоудена получены области существования оптимальных невырожденных решений, на основе чего предложены схемы перехода в нужную точку на орбите одним длительным маневром с изменяющимся углом ориентации двигательной установки.

В третьем разделе приведено описание разработанного программно-математического обеспечения для решения задачи выбора рациональных вариантов орбитального построения космического комплекса технического обслуживания на орбитах (подраздел 3.1), проведено численное моделирование возможных вариантов орбитального построения ККТО для двух принципиальных случаев: 1) целевые КА имеют близкие высоты и их орбиты разнесены по существенно разным долготам восходящего узла (подраздел 3.2); 2) целевые КА находятся на разных высотах, что приводит к многочисленным пересечениям их орбит по долготе восходящего узла в течение заданного периода времени обслуживания (подраздел 3.3).

В частности, получено, что для проведения технического обслуживания 84 КА Глобалстар течение промежутка времени $\Delta t = 5$ лет достаточно минимально трех орбитальных станций по восемь орбитальных модулей на каждой из них со следующими параметрами их орбит:

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

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

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

Здесь приведены только два параметра орбит каждой станции. Это связано с тем, что в условиях имеющихся ограничений на орбиты обслуживаемых и обслуживающих систем (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 каждой орбитальной станции. В качестве остальных, недостающих параметров орбит станций могут быть приняты параметры орбиты основного фиктивного целевого КА.

Минимальные затраты суммарной характеристической скорости всего ККТО ΔV_{Σ} определяются по формуле

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

где затраты суммарной характеристической скорости каждой станции ΔV_j соответственно равны

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

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

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

а затраты суммарной характеристической скорости k -го орбитального модуля ΔV_{kj} , принадлежащего j -ой станции имеют следующие значения:

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

Все последние значения не превышают заданное для обслуживания целевых КА системы Глобалстар значение $\Delta V_{\text{зад}} = 600 \text{ м/с}$ на каждом орбитальном модуле по условию (6) и полученное значение $\Delta V_{\text{зад ст}} = 4800 \text{ м/с}$ для каждой орбитальной станции по условию (9). Вид получающегося портрета отклонений долгот восходящих узлов

орбит обслуживаемых КА и обслуживающих их орбитальных станций показан на рис. 10.

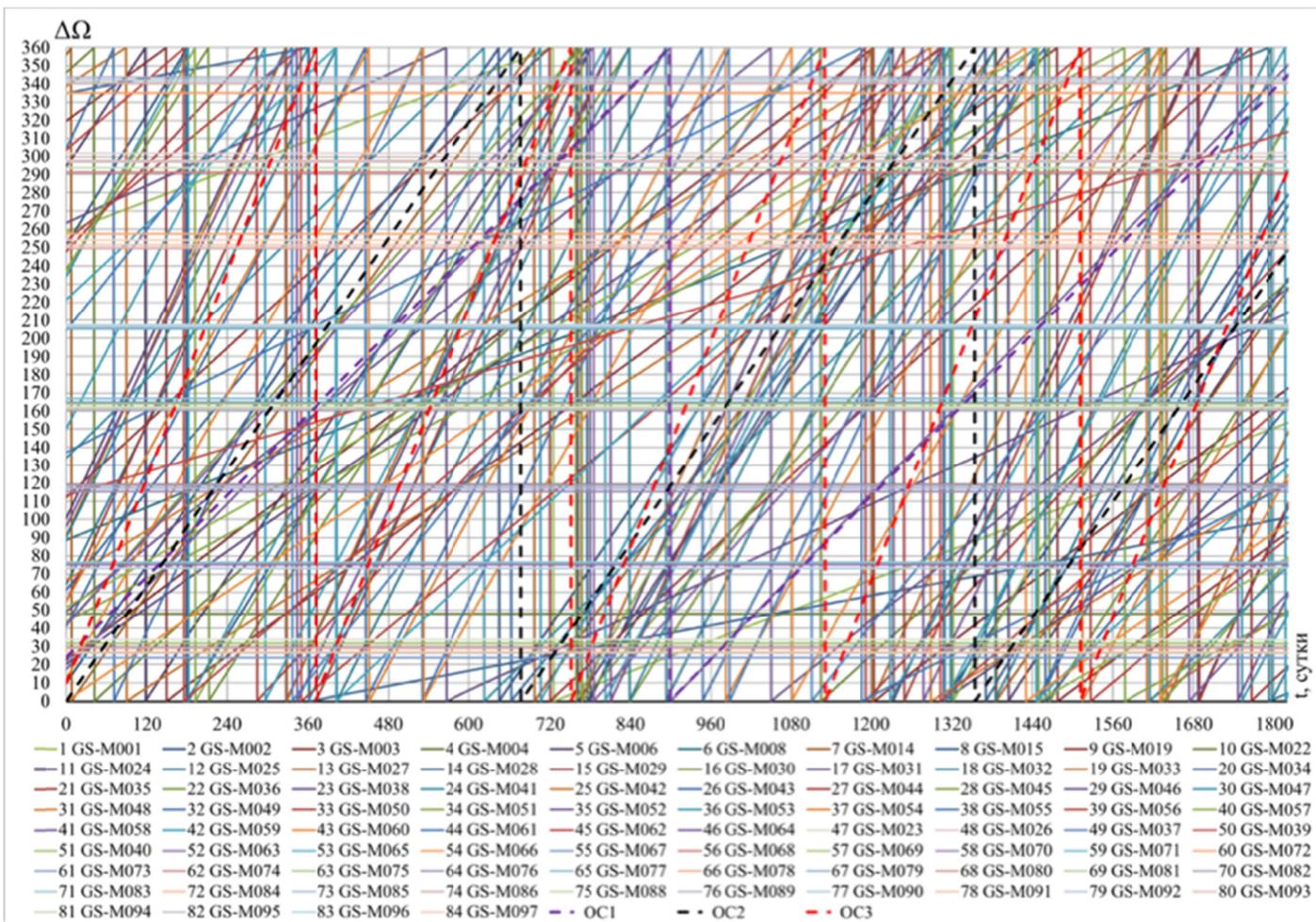


Рис. 10 – Портрет отклонений долгот восходящий узлов орбит обслуживаемых КА (сплошные линии) и трех орбитальных станций (штрих-пунктирные линии)

В подразделе 3.5 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 наклона. 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. При этом каждый ярус системы представляет собой традиционную систему из обслуживающих КА на орбитах с одинаковыми значениями наклона, большой полуоси и эксцентриситета.

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 космического комплекса технического обслуживания (ККТО) и разработан методический подход к ее решению на основе выделения частных задач проектирования орбит орбитальных станций (ОС) в составе ККТО, планирования обслуживания заданной группировки целевых КА с помощью отделяемых от ОС орбитальных модулей (ОМ) и расчета характеристик маневров перелета ОМ в окрестности обслуживаемых КА, а также на основе выявления и целенаправленного применения особенностей относительного изменения долгот восходящего узла орбит обслуживаемых КА.

3. Разработаны основные теоретические положения методики, позволяющей проводить баллистическое обоснование перспективного ККТО, включая решение задачи проектирования ККТО с точки зрения минимизации потребного 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 потребных затрат суммарной характеристической скорости ОМ.

4. 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.

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.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. 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.

2. 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.

3. Method of energy estimation of interorbital transfers for LEO spacecraft on-orbit servicing / V.Yu. Razoumny [et al.] // Advances in the Astronautical Sciences. – 2017. – T. 161. – С. 701-709.

4. 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.

5. 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.

6. 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.

7. 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.

8. Патент 2535760 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/10, G 05 D 1/00. Космическая обслуживающая система и способ ее построения / В.Ю. Разумный [и др.] – № 2013146588/11; заявл. 18.10.2013; опубл. 20.12.2014, Бюл. 35. – 7 с.

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

10. 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.