

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»**

На правах рукописи



Кутоманов Алексей Юрьевич

**МЕТОД БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ
СИСТЕМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В
УСЛОВИЯХ ТЕХНОГЕННОГО ЗАСОРЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

Специальность 2.5.16.

**Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
(технические науки)**

Диссертация

на соискание ученой степени доктора технических наук

**Научный консультант:
доктор технических наук,
М. М. Матюшин**

Москва, 2025 г.

Оглавление

Введение	7
1. Анализ существующего состояния и проблемных вопросов баллистико-навигационного обеспечения управления полетами космических систем ДЗЗ.....	39
1.1. Краткий обзор существующих подходов к управлению полетами различных космических систем ДЗЗ	39
1.2. Обзор зарубежного опыта управления многоспутниковыми космическими системами	44
1.3. Основные подходы к организации процессов БНО управления космическими системами ДЗЗ.....	46
1.4. Порядок проведения коррекций орбитального положения КА, входящих в космическую систему.....	50
1.5. Анализ возможности использования существующих подходов к организации БНО управления космическими системами ДЗЗ для решения задач БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ.....	52
1.6. Постановка научной проблемы исследования	60
1.7. Выводы по главе 1	66
2. Основные направления развития методов решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ	68
2.1 Краткое описание существующих и перспективных многоспутниковых космических систем.....	68
2.2 Перспективные направления развития средств и методов управления многоспутниковыми орбитальными группировками ДЗЗ, определяющие БНО управления полетами.....	73
2.3 Основные международные договоры, стандарты и правила, регламентирующие деятельность стран в космосе, влияющие на БНО управления полетом многоспутниковых космических систем.....	82

2.4	Основные задачи БНО управления полетом многоспутниковых космических систем	88
2.5	Выводы по главе 2	97
3.	Математические основы метода БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП.....	99
3.1	Модели орбитального движения КА	99
3.2	Модель определения параметров орбиты КА	106
3.3	Модели решения задач БНО управления полетами КА (стандартная баллистическая информация).....	109
3.4	Модель планирования процессов БНО управления полетами космических систем	116
3.5	Модель расчета показателей решения целевых задач космической системой ДЗЗ в целом с учетом выбранного баллистического построения.....	119
3.6	Алгоритмы расчета орбитальных коррекций КА ДЗЗ.....	133
3.7	Схема взаимосвязей моделей БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ.....	144
3.8	Выводы по главе 3	146
4.	Комплексное исследование вопросов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ	148
4.1	Анализ возможности применения существующих методов поддержания баллистической структуры космических систем к многоспутниковым космическим системам ДЗЗ.....	148
4.1.1.	Существующие подходы поддержания баллистической структуры космических систем.....	148
4.1.2	Оценка предельного количества маневров, необходимых для поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, с использованием существующих подходов	160

4.2	Анализ возможности применения существующих методов организации проведения баллистических расчетов к многоспутниковым космическим системам ДЗЗ.....	169
4.2.1	Оценка возможности использования существующих методов планирования организации проведения баллистических расчетов.....	169
4.2.2	Оценка числа автоматизированных рабочих мест, необходимых для решения задач БНО управления полетами многоспутниковых КА ДЗЗ, с использованием существующих подходов	175
4.3	Комплексная оценка времени проведения расчетов при решении задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ с учетом техногенного засорения ОКП.....	180
4.4	Выводы по главе 4	190
5.	Синтез комплексов алгоритмов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП.....	192
5.1	Методика построения единого баллистического информационного пространства БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП..	192
5.1.1	Общее математическое описание единого баллистического информационного пространства	194
5.1.2	Алгоритм выбора модели движения центра масс КА, входящих в единое баллистическое информационное пространство	197
5.1.3	Алгоритм определения адекватности начальных условий движения центра масс КА, находящихся в едином баллистическом информационном пространстве	201
5.1.4	Принципы программной реализации единого баллистического информационного пространства	206

5.2	Методика построения системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ	212
5.2.1	Метод планирования решения задач БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ	212
5.2.2	Алгоритм контроля выполнения задач БНО управления полетами КА ДЗЗ, а также перепланирования задач БНО в случае невозможности их выполнения.....	227
5.2.3	Принципы программной реализации автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ.....	231
5.3	Методика поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом.....	239
5.3.1	Алгоритм расчета системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых КС ДЗЗ	239
5.3.2	Алгоритм расчета числа коррекций орбиты КА для поддержания характеристик решения целевых задач многоспутниковой космической системы ДЗЗ	245
5.3.3	Принципы программной реализации методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой КС ДЗЗ.....	248
5.4	Выводы по главе 5	254
6.	Результаты экспериментальной отработки метода БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ.....	256
6.1	Моделирование движения многоспутниковой космической системы ДЗЗ в едином баллистическом информационном пространстве..	258
6.1.1	Расчет времени прогнозирования движения центра масс моделируемых объектов на различных интервалах.....	258

6.1.2 Расчет времени вычисления системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ.....	260
6.2 Моделирование решения задач БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ с учетом автоматизации процессов планирования	266
6.2.1 Сценарий моделирования.....	266
6.2.2 Расчет времени решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ.....	267
6.3 Комплексное моделирование процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП.....	271
6.3.1 Сценарий моделирования.....	271
6.3.2 Расчет максимального значения числа коррекций для поддержания системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ.....	274
6.3.3 Расчет времени решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ с учетом техногенного засорения ОКП.....	285
6.4 Выводы по главе 6	293
Заключение.....	295
Список сокращений и условных обозначений	298
Список литературы.....	300

Введение

Актуальность темы исследования

Основные положения государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу предполагают постоянное расширение орбитальной группировки космических аппаратов (КА) Госкорпорации «Роскосмос», решающих задачи научного и социально-экономического назначения. Одной из основных задач, решаемых такими КА, является получение информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в интересах Федеральных органов исполнительной власти (ФОИВ) таких как: Федеральная служба по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды, Министерство Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий, Министерство сельского хозяйства Российской Федерации, Федеральное агентство по недропользованию, Федеральная служба государственной регистрации, кадастра и картографии и другие. Основные требования к получаемой информации ДЗЗ всех вышеописанных ФОИВов принято разделять на следующие категории:

- по виду данных (оптические, радиолокационные, лидарные);
- по разрешению (низкое, среднее, высокое, сверхвысокое);
- периодичности съемки (глобальное периодическое).

С учетом необходимости удовлетворения достаточно высоких требований ФОИВов к качеству и периодичности предоставления различных данных ДЗЗ, количество КА ДЗЗ, находящихся на орбитах искусственного спутника Земли (ОИСЗ), с каждым годом увеличивается. Кроме того, исходя из типа решаемой целевой задачи КА объединяются в космические системы (гидрометеорологические, системы оптико-электронного наблюдения и радиолокационного наблюдения). При этом, в зависимости от характеристик целевой аппаратуры КА могут функционировать на различных типах орбит

(низких околоземных, средневысоких, высокоэллиптических, геосинхронных и других их разновидностей).

В последние несколько лет мировая ракетно-космическая промышленность совместно со смежными высокотехнологичными отраслями совершили качественный скачок, позволивший производить дешевые и относительно надежные КА, что привело к кратному увеличению количества функционирующих на ОИСЗ КА различного целевого назначения и появлению так называемых многоспутниковых космических систем, состоящих из сотен и, в ряде случаев, тысяч КА, решающих общие целевые задачи (как правило, ДЗЗ и связи). Увеличение числа КА в космических системах ДЗЗ позволило существенно повысить характеристики предоставляемых услуг, особенно в части уменьшения периодичности наблюдения территорий, а также увеличения площади охватываемых территорий в высоком и сверхвысоком разрешении съемки. В настоящее время в Российской Федерации в рамках реализации Федеральной космической программы, а также Федерального проекта «Сфера» создаются новые космические системы ДЗЗ, объединяющие в своем составе КА с различной целевой аппаратурой, функционирующих на различных типах орбит, но решающих общие задачи по обеспечению заинтересованных ФОВ данными ДЗЗ с требуемым качеством и периодичностью обновления.

Существенное наращивание спутниковой группировки КА ДЗЗ определяет необходимость развития новых подходов для организации управления космическими системами, состоящими из 100 и более КА. Существующие подходы к управлению полетами основаны на организации управления каждого КА по принципу «точка-точка-точка» (центр управления полетом – пункт управления – космический аппарат). Такие подходы в настоящее время используются для управления малочисленными космическими системами (состоящими максимум из нескольких десятков КА) и не предназначены для управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, численность которых может существенно возрастать. Очевидно, что использование существующих подходов приведет к нерациональному расходованию ресурсов

предназначенных для управления полетами и, как следствие, постоянной потребности в их увеличении пропорционально увеличению числа КА в космической системе.

Исходя из этого, важнейшим условием для обеспечения управления постоянно расширяющимися космическими системами является разработка новых подходов, предполагающих создание унифицированных компонентов, способных в автоматизированном режиме решать задачи управления разнородными КА, входящими в многоспутниковую космическую систему ДЗЗ, в единой среде за ограниченное время и с учетом ограниченных ресурсов.

Так как для решения задач ДЗЗ спутниковая группировка рассматривается как транспортная система, одним из важнейших составляющих управления полетами является баллистико-навигационное обеспечение, основной задачей которого является обеспечение требуемого пространственно-временного положения КА, позволяющего решать целевые задачи с заданными характеристиками. Исходя из этого, создание новых подходов к оперативному БНО управления многоспутниковыми космическими системами (состоящими из 100 и более КА), позволяющих решать весь спектр задач БНО управления полетами за ограниченное время с учётом ограниченных ресурсов, позволит в целом решить задачу управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ.

Кроме того, активная реализация планов по развертыванию многоспутниковых космических систем со стороны мировых коммерческих компаний уже привела к значительному росту числа космических объектов (КО), находящихся на околоземной орбите, что, в свою очередь, приводит к необходимости расширения задач БНО в части организации и проведения маневров уклонения, что также подразумевает под собой дополнительное использование ресурсов, необходимых для реализации процессов управления полетами.

Таким образом, научная проблема заключается в необходимости разрешения противоречия между объективной потребностью в оперативном решении задач БНО управления полетами многоспутниковых КС ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП из единого центра без увеличения числа задействуемых ресурсов ЦУП пропорционально увеличению числа управляемых КА в КС, с одной стороны, и недостаточного развития теории организации процессов БНО управления полетами многоспутниковых КС ДЗЗ, с другой стороны.

Степень разработанности исследования

Разработка подобного метода является сложной и до настоящего времени не решенной научной проблемой. Вместе с тем отдельные аспекты научной проблемы рассматривались в работах таких видных отечественных и иностранных ученых, как: Аверкиев Н.Ф., Ахметов Р.Н, Баранов А.А., Бетанов В.В., Ключников В.Ю. Лысенко Л.Н, Малышев В.В., Матюшин М.М., Мосин Д.А., Потюпкин А.Ю. Почукаев В.Н., Разумный Ю.Н., Салов В.В., Старков А.В., Ступак Г.Г. Улыбышев Ю.П., Yulin Zhang, Li Fan и др. Поэтому в диссертационном исследовании были учтены результаты, полученные в работах этих ученых.

В работах этих и других авторов излагались теоретические основы и подходы к построению сложных информационных космических систем ДЗЗ (в том числе многоспутниковых) [4, 5, 6, 10, 22, 24, 39, 41, 47, 49, 66, 67, 70, 79, 83, 96-99, 101, 105, 109, 110], исследовались модели движения и принципы управления КА, в том числе с использованием спутникового контура управления [1, 2, 3, 17-19, 21, 23, 26-29, 32, 35, 36, 40, 42, 43, 48, 50-54, 57, 59, 60, 62, 64, 69, 72, 71, 75, 90, 91], работа целевой аппаратуры и служебных систем [33, 34, 36, 37, 56, 86, 108, 111], принципы проведения маневров поддержания баллистической структуры, а также маневров уклонения [7, 9, 31, 57, 74, 77, 84, 89, 102]. Вместе с тем, с развитием вычислительной техники и методов машинного обучения в настоящее время появилась объективная возможность совершенствования существующих подходов к организации управления

постоянно расширяющимися космическими системами в целом и к БНО в частности. В рамках организации процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ остается еще ряд нерешенных задач, связанных с минимизацией общего числа коррекций поддержания баллистической структуры космической системы, уменьшения общего числа необходимых баллистических расчетов, автоматизации процессов планирования и контроля выполнения баллистических задач и др.

Объект исследования

В диссертационной работе в качестве объекта исследования рассматривается КС ДЗЗ, как единая территориально-распределенная информационная система, одной из главных задач которой является предоставление потребителю данных ДЗЗ с требуемыми характеристиками.

Предмет исследования

Математические модели и методы решения задач оперативного БНО управления полетами КС ДЗЗ, обеспечивающие выполнение целевой задачи КС в целом, алгоритмы управления движением КА в составе КС.

Цель и задачи диссертационной работы

Настоящая диссертационная работа направлена на формирование метода, теоретического и прикладного задела для решения научной проблемы баллистико-навигационного обеспечения управления полетом многоспутниковых КС ДЗЗ из единого центра в условиях техногенного засорения ОКП с учетом необходимости оперативного решения всех задач БНО управления полетами ограниченными ресурсами.

Для достижения поставленной цели решаются следующие **научные задачи**:

1. Проводится декомпозиция процессов БНО космических систем ДЗЗ, включающих разнородные КА, на отдельные формализованные задачи.
2. Разрабатывается система взаимосвязанных математических моделей оперативного БНО управления полетами многоспутниковых КС ДЗЗ, включающая:

- модели орбитального движения КА;
- модель определения параметров орбиты КА;
- модели решения задач БНО управления полетами КА;
- модель планирования процессов БНО управления полетами многоспутниковых орбитальных группировок;
- модель расчета системного эффекта от выбранного баллистического построения многоспутниковой космической системы КА ДЗЗ;
- модели проведения орбитальных коррекций КА ДЗЗ.

3. Проводится комплексный анализ возможности использования существующих подходов к организации БНО управления космических систем, состоящих из нескольких десятков КА, к аналогичным задачам, решаемым для управления многоспутниковых космических систем ДЗЗ, состоящих более чем из 100 КА.

4. На основе проведенного анализа создается метод БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП, позволяющий синтезировать следующие методики: построения единого баллистического информационного пространства, построения системы планирования процессов БНО управления полетами, а также поддержания баллистической структуры многоспутниковой КС ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом.

5. Для реализации предложенного метода на практике определяются принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами в условиях техногенного засорения ОКП.

Методы проведения исследования – расчетно-теоретический. При решении перечисленных научно-технических задач использовались методы теории интегрального и дифференциального исчисления, теории систем автоматического управления, теории оптимальных систем, теории вероятностей, численные методы решения дифференциальных уравнений, методы

приближения функций, метод наименьших квадратов, метод статистического моделирования. Кроме того, при проведении исследований, синтезе методов и алгоритмов решения поставленных задач использован личный опыт работ в ЦУП АО "ЦНИИмаш" по баллистико-навигационному обеспечению управления полетами автоматическими космическими системами ДЗЗ.

Научная новизна

В работе изложены научно обоснованные технические решения, обладающие научной значимостью:

1. Предложено рассматривать процессы БНО управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ в привязке к выполнению целевых задач космической системы в целом.

2. Впервые разработана комплексная математическая модель БНО управления полетами, учитывающая возможность расчета показателей решения целевых задач системой в целом, а также особенности функционирования КА в околоземном космическом пространстве с учетом его техногенного засорения.

3. Обоснованы объективные критерии оценки возможности использования существующих подходов к решению задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ.

4. Разработана методика построения единого баллистического информационного пространства, позволяющего осуществлять параллельное моделирование движения КА, функционирующих на различных орбитах, имеющих различный состав источников навигационных измерений, различную точность определения орбит, время автономного существования (без задействования средств НКУ), а также различные характеристики целевой аппаратуры в единой среде моделирования.

5. Разработана методика построения системы планирования процессов БНО управления полетами, позволяющая в автоматизированном режиме создавать планы проведения баллистических расчетов, в том числе с использованием нейросетевых технологий, на различные интервалы времени, обеспечивать связь созданных планов с конкретными вычислительными

задачами, а также отслеживать их выполнение, проводить предварительную оценку правильности решения баллистических задач и разрешать конфликтные ситуации, предусмотренные в эксплуатационной документации.

6. Разработана методика поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом, позволяющая существенно сократить общее число маневров, проводимых КА, по сравнению с существующими подходами, предполагающими жесткое поддержание баллистической структуры.

Практическая значимость результатов исследования

Результаты, полученные в диссертационной работе, могут найти дальнейшее применение для развития перспективных многоспутниковых космических систем ДЗЗ. Их практическая значимость заключается в следующем:

1. Подтверждена возможность сокращения времени, необходимого для решения задач БНО управления космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП (сокращение времени составило порядка 26 раз для рассматриваемой космической системы).

2. Подтверждена возможность повышения уровня автоматизации планирования процессов БНО управления космическими системами ДЗЗ (в результате число необходимых АРМ специалистов баллистиков сократилось практически в 30 раз для рассматриваемой системы).

3. Предложен подход и подтверждена возможность моделирования КА, функционирующих на различных типах орбит, имеющих различный состав источников навигационных измерений, различную точность определения орбит, время автономного существования (без задействования средств НКУ), а также различные характеристики целевой аппаратуры, в единой среде моделирования.

4. Предложен подход к формированию стратегии проведения маневров КА из состава многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом необходимости поддержания заданных характеристик целевых задач системой в

целом, что привело к сокращению числа таких маневров более чем в два раза для рассматриваемой космической системы на интервале моделирования в 1 год.

5. Предложен метод и обоснована принципиальная возможность создания автоматизированной системы БНО управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ.

6. Предложен технический облик нового информационно-вычислительного комплекса для решения полного цикла задач БНО управления полетами посредством программной реализации единого баллистического информационного пространства, автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ и методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ.

7. Подтверждена возможность решения поставленной научной проблемы с помощью программной реализации предложенного метода.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Комплексная модель оперативного БНО управления полетами многоспутниковых КС ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП.

2. Методика построения единого баллистического информационного пространства, позволяющая моделировать движение разнородных КА в одной системе.

3. Методика построения системы планирования процессов БНО управления полетами, позволяющая осуществлять автоматизированное планирование и контроль решения баллистических задач.

4. Методика поддержания баллистической структуры многоспутниковой КС ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом.

5. Непосредственно метод БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП (как совокупность разработанных методик), отличающийся от известных возможностью оперативного решения всего спектра задач БНО управления полетами многоспутниковой КС ДЗЗ из

единого центра с учетом необходимости соблюдения мер по снижению техногенного засорения ОКП в части проведения маневров уклонения и организованного завершения полета.

6. Результаты экспериментальной отработки метода БНО управления многоспутниковой КС ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП в условиях, приближенных к реальным.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность полученных результатов подтверждается корректной и аргументированной математической постановкой задач БНО управления полетами КА и КС ДЗЗ, а также частичной сверкой разработанных ходе диссертационного исследования методик и алгоритмов с отработанным программно-математическим обеспечением, используемым в течение длительного времени в ЦУП АО «ЦНИИмаш» для выполнения полного цикла задач БНО управления полетами.

Апробация работы проведена на научно-технических семинарах кафедры «Системный анализ и управление» МАИ. Результаты работы докладывались и получили одобрение на научно-технических советах АО «ЦНИИмаш» и АО «Российские космические системы» в рамках обсуждения результатов составной части научно-исследовательской работы по теме: «Проектно-поисковые исследования и разработка макетов СПО БНО и СПО планирования задействования средств НАКУ для обеспечения управления объединенной многоспутниковой ОГ КА ДЗЗ», 26-й, 27-ей и 28-ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (2021, 2022, 2023 г.г.), 73rd International Astronautical Congress (2022 г.), RUDN University Space Week (2022 г.), 56-х научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (2021 г.), XLIV, XLV, XLVI, XLVII академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства (2019,2020,2021,2022г.г.), отраслевой научно-практической конференции «Созвездие Роскосмоса» (2023 г.) и др.

Личный вклад и публикации

Все результаты, приведенные в диссертации, получены лично автором, либо в соавторстве. Основные положения и результаты опубликованы в 33 работах, из которых 14 в изданиях, включенных в перечень ведущих рецензируемых научных журналов, включённых ВАК России в список изданий, рекомендуемых для опубликования основных научных результатов диссертации на соискание учёной степени кандидата и доктора наук, соответствующих специальности 2.5.16 Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов, 3 - опубликованы в иностранных изданиях, индексируемых в международных базах данных.

Структура и объем работы

Работа состоит из введения, шести глав, заключения, сокращений и условных обозначений и списка использованных источников.

Текст диссертации содержит 312 страницы, включая 11 таблиц, 42 формулы и 106 рисунков. Список использованных источников содержит 118 наименований.

Основное содержание работы

В первой главе приведено текущее состояние вопросов баллистико-навигационного обеспечения управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ. Приведен краткий обзор существующих подходов к управлению полетами КА, входящими в космические системы, состоящие из нескольких десятков аппаратов. Рассмотрен зарубежный опыт управления существующими многоспутниковыми космическими системами, на примере космической системы ДЗЗ компании «Planet Labs». Проведена декомпозиция задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ, сформулированы основные проблемные вопросы БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ с использованием существующих

подходов, разработаны критерии оценки эффективности методов организации процессов БНО управления полетами.

В результате проведенного анализа появилась возможность сформулировать научную проблему, а также осуществить ее декомпозицию на отдельные, взаимосвязанные задачи, решение которых позволит обеспечить решение всего спектра задач БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ из единого центра при минимальном использовании необходимых ресурсов.

Во второй главе приведен анализ основных направлений развития методов организации управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ, показаны планы по развертыванию многоспутниковых космических систем в России и за рубежом, приведены перспективные направления развития средств и методов управления многоспутниковыми космическими системами, непосредственно влияющих на процессы БНО. Перечислены основные международные стандарты и договоры, регламентирующие деятельность стран в космосе, непосредственно влияющие на организацию процессов БНО управления полетами.

На основании проведенного анализа предложена принципиально новая схема БНО управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ, как единого целого, включающая в свой состав единое баллистическое информационное пространство, автоматизированную систему планирования и контроля решения задач БНО управления полетами, подсистему решения задач БНО управления полетами и подсистему расчета и поддержания системного эффекта.

В третьей главе содержится описание взаимосвязанных математических моделей, составляющих основу метода БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП, а именно:

- модели орбитального движения КА;
- модель определения параметров орбиты КА;
- модели решения задач БНО управления полетами КА;
- модель планирования процессов БНО управления полетами;
- модель расчета системного эффекта от выбранного баллистического построения космической системы ДЗЗ;
- модели проведения орбитальных коррекций КА ДЗЗ.

С учетом того, что метод БНО управления полетами многоспутниковых космических систем включает все вышеперечисленные модели, которые являются взаимосвязанными, в конце главы приводится схема их взаимодействия, а также распределение по 4-м составляющим предлагаемого метода.

В четвертой главе содержатся результаты комплексного исследования вопросов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ. Приводятся результаты анализа возможности применения существующих методов поддержания баллистической структуры космических систем ДЗЗ, а также возможности использования существующих методов организации проведения баллистических расчётов применительно к многоспутниковым космическими системам. Приводятся результаты моделирования предельного числа маневров, необходимых для поддержания жесткой баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, а также результаты оценки числа автоматизированных рабочих мест специалистов баллистиков, необходимых для реализации существующих подходов применительно к управлению многоспутниковыми космическими системами. В конце главы приводится комплексная оценка времени проведения расчетов при решении задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ с учетом техногенного засорения ОКП при использовании существующих подходов.

В пятой главе приводятся результаты синтеза комплекса методик и алгоритмов организации процессов БНО управления полетами состоящих из:

- методики построения единого баллистического информационного пространства;
- методики построения системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами;
- методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом.

В целях обеспечения практической реализации разработанных методик и алгоритмов в конце каждого раздела приводятся принципы программной реализации каждой методики.

В шестой главе приводятся основные результаты экспериментальной отработки метода БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП, которая включала в себя следующие этапы:

- моделирование движения многоспутниковой космической системы, включающей в свой состав 328 КА, функционирующих на различных типах орбит в едином баллистическом информационном пространстве;
- моделирование решения задач БНО управления многоспутниковой космической системой с учетом автоматизации планирования;
- комплексное моделирование процессов БНО управления полетами многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из 112 КА, функционирующих на различных типах орбит в условиях техногенного засорения ОКП.

На каждом этапе моделирования представлена оценка основной характеристики возможности использования предлагаемого метода при

оперативном управлении полетами – время проведения вычислений при условии использования существующих вычислительных мощностей ЦУП. В результате комплексного моделирования процессов БНО управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом предлагаемого метода максимальное время на проведение всех необходимых суточных расчётов составило 42.5 минуты. Максимальное время на проведение аналогичных расчётов с использованием существующих подходов составило порядка 700 минут. Исходя из этого был сделан вывод об эффективности предложенного подхода и возможности его использования при оперативном решении задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ из единого центра.

1. Анализ существующего состояния и проблемных вопросов баллистико-навигационного обеспечения управления полетами космических систем ДЗЗ

1.1. Краткий обзор существующих подходов к управлению полетами различных космических систем ДЗЗ

Управление космическими полётами – сложный технологический процесс, который направлен на обеспечение работы бортовых систем управляемых космических объектов, выполнение научно-исследовательских и других задач, предусмотренных программой полёта [13]. Этот процесс должен протекать организованно и слаженно, обеспечивая выполнение предусмотренной программы полета.

Традиционные подходы к процессу управления российскими автоматическими КА сформировались еще в 60-х годах XX века и реализованы в подавляющем большинстве центров управления полетами отечественных КА [28]. Однако в последние десять лет развития мировой космонавтики наметилось направление перехода от управления единичными космическими аппаратами (КА) к управлению космическими системами [73,104]. К настоящему времени Госкорпорация «Роскосмос» успешно завершила процессы перехода к управлению космическими системами, орбитальная группировка которых составляет до нескольких десятков КА, оставив практику управления единичными КА только для уникальных КА научного назначения [85].

Существующие подходы к управлению действующими КА и космическими системами предполагают создание уникального наземного комплекса управления (НКУ), предназначенного для решения задач управления либо отдельным КА, либо отдельной космической системой. Как правило, НКУ КА либо КС состоит из вновь создаваемого центра управления полетами (ЦУП), заимствованных: командно-измерительных станций (КИС) общего доступа (предназначенных для управления различными КА), системы

связи и передачи данных, центра ситуационного анализа, координации и планирования наземных средств (ЦСАКП) и центра координации эксплуатации и развития наземных средств (ЦКЭР).

Решение задач управления представляет собой последовательность действий оператора, направленных на реализацию типового технологического цикла управления (ТЦУ) каждого отдельного КА. При этом последовательно решаются задачи:

- определение параметров орбит КА на основе данных бортовой аппаратуры спутниковой навигации (при наличии) и измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) от наземных средств;
- формирование заявок на задействование наземных средств коллективного пользования;
- долгосрочное и оперативное планирование работы КА;
- интеграция в планы рабочих программ целевой аппаратуры;
- формирование сеанса управления и реализация его посредством КИС;
- получение в процессе сеанса управления (или по завершению его) телеметрической информации, квитанционной информации, ИТНП, результатов сверки времени, информации функционального контроля НС КИС и других отчетных данных;
- анализ технического состояния бортовых систем и целевой аппаратуры КА по полученной телеметрии.

Существующие подходы к организации управления предполагают проведение сеансов связи с КА практически на каждом витке полета, который находится в зоне радиовидимости наземных средств. Такой подход к управлению с учетом ограниченной пределами территории Российской Федерации зонами радиовидимости КА, необходимостью резервирования сеансов управления, особенностей рабочих орбит КА, а также конкретных показателей технического состояния того или иного КА на орбите, приводит к

необходимости проведения множества сеансов связи, что с учетом времени на их подготовку занимает длительное время.

В качестве примера использования существующих подходов к управлению полетами космических систем ДЗЗ рассмотрим опыт управления космической системы, состоящей из 5 КА ДЗЗ, управляемой из ЦУП АО «ЦНИИмаш».

Процесс управления полетом является непрерывным, осуществляется на основании эксплуатационной документации и в соответствии с типовым циклом управления, с учетом следующих особенностей:

- управление осуществляется по двухпунктной схеме с использованием наземных средств командно-измерительной системы (НС КИС), расположенных в восточном и западном регионах Российской Федерации;

- сеансы связи реализуются непосредственно из ЦУП с использованием НС КИС в автоматическом транзитном режиме;

- обмен данными между ЦУП и НС КИС осуществляется по низкоскоростному каналу передачи данных, при этом из ЦУП на НС КИС передается управляющая информация и целеуказания для наведения антенных систем на КА, с НС КИС в ЦУП поступает квитанционная информация, телеметрическая информация, измерения текущих навигационных параметров движения центра масс КА и информация функционального контроля (ИФКТ);

- сеансы управления проводятся с учетом особенностей солнечно–синхронной орбиты (ССО $H=510–520$ км) и целевого назначения КА (ДЗЗ), т.е. длительность сеанса связи составляет от 10 до 20 минут;

В штатном ТЦУ выполняются:

- первый утренний сеанс управления (СУ) после выхода КА из ночной «глухой» зоны (отсутствие ЗРВ на территории России на нисходящих витках), резервируемый вторым утренним сеансом – для контроля состояния

БА КА. При штатной работе БА на первом сеансе второй отменяется с целью экономии ресурса борта;

- два дневных СУ, выполняемых средствами западного региона, для контроля выполнения аппаратом целевой задачи и для проведения профилактических работ на борту по заявкам сектора главного конструктора КА. Вторым дневной сеанс является контрольным перед уходом КА в дневную «глухую» зону (отсутствие ЗРВ на территории России на восходящих витках);

- первый вечерний СУ после выхода из дневной «глухой» зоны, который является в большинстве случаев основным для закладки рабочих программ (РП) целевой аппаратуры (ЦА) и резервируется вторым вечерним. При штатной закладке РП ЦА на первом вечернем сеансе, второй отменяется с целью экономии ресурса борта;

- один из ночных СУ перед уходом в ночную «глухую» зону, являющийся контрольным.

Приведенные выше данные позволяют утверждать, что при штатном функционировании КА ТЦУ предполагает выполнение ежедневно до 5–6 сеансов для каждого КА, входящего в систему, в которых выполняются следующие основные операции:

- операции по коррекциям орбиты (проводятся по мере необходимости, определяемой исходя из прогноза сроков выхода КА за пределы «коридора» орбиты, заданного в эксплуатационной документации);

- закладка эфемеридно-временных поправок для работы бортовой вычислительной системы;

- операции по передаче программ работы целевой аппаратуры;

- измерения текущих навигационных параметров движения центра масс КА;

- закладка параметров сброса полных потоков телеметрической информации;

– закладка разовых команд по указанию сектора главного конструктора и другие операции.

В настоящее время стандартные операции ТЦУ автоматизированы, однако содержат достаточно большое количество ручных действий оператора даже при выполнении штатных, повторяющихся задач. Автоматизация процесса идет в основном за счет создания и хранения в базе данных типовых операций (ТО), объединяющих управляющие воздействия (например, ТО проведения ИТНП). Под операцией [61] понимается система целенаправленных действий, объединенных единым замыслом и единой целью. В некоторых ЦУП автоматизировано создание типового сеанса и автоматическое выполнение сеанса управления на основе обратной связи по квитанционной информации, однако контроль реализации операций управления, их планирование, а также проведение баллистических расчетов полностью осуществляют операторы.

При увеличении КА в космической системе в настоящее время применяют экстенсивный подход, предполагающий увеличение числа вычислительных ресурсов и рабочих мест операторов пропорционально числу управляемых КА в системе. Такой подход к организации управления при существенном увеличении количества КА в космической системе неизбежно приведет к скорому достижению предельных возможностей по обеспечению управления и целевого использования постоянно расширяющейся космической системы. Исходя из того факта, что до недавнего времени в Госкорпорации «Роскосмос» отсутствовали планы и технологические возможности по созданию многоспутниковых космических систем, к настоящему времени сложилась ситуация, при которой отсутствуют подходы к управлению многоспутниковыми космическими системами, а существующие подходы обеспечивают возможность управления одиночными КА и малочисленными космическими системами численностью до нескольких десятков КА.

1.2. Обзор зарубежного опыта управления многоспутниковыми космическими системами

Основной тенденцией развития зарубежных ЦУП КА ДЗЗ является автоматизация управления КА и сокращение рабочих смен за счет создания «автоматического оператора», выполняющего следующие функции:

- автоматический анализ ТМИ;
- автоматическое планирование ТЦУ;
- реализация сеансов связи;
- автоматическая реакция на типовые НШС, приведенные в документации на КА.

Зарубежный опыт управления многоспутниковыми группировками выявил тенденцию максимальной автоматизации решения задач типового штатного цикла управления (операций баллистико-навигационного обеспечения, информационно-телеметрического обеспечения, командно-программного обеспечения), автоматизации периодических операции по техническому обслуживанию КА и автоматической локализации НШС, приведенных в эксплуатационной документации [94]. Другими словами, создаются автоматические сценарии управления КА на основе сценариев, приведенных в эксплуатационной документации. Эти сценарии позволили автоматизировать ТЦУ и автоматически реагировать на НШС, выявленные в процессе автоматического анализа ТМИ. Также была проведена максимально возможная автономизация КА с переносом на борт большего числа как штатных служебных операций с КА, так и операций по автоматической локализации отработанных НШС [96]. Для локализации неотработанных НШС или неописанных в документации созданы автоматические «пейджинговые» системы оповещения разработчиков КА, руководителей полета, разработчиков ЦУП и НС КИС через развитую сеть наземных телеметрических станций. Реализация данного пути привела к автоматизации управления КА и минимизации количества операторов.

К настоящему времени сложилась ситуация, при которой коммерческие компании выводят на орбиту достаточно большое количество КА, при этом технологии управления ими, как частью системы, в целом отсутствуют [104]. К настоящему времени единственной в мире успешно функционирующей многоспутниковой космической системой ДЗЗ является космическая система компании «Planet», которая включает порядка 200 наноспутников форм-фактора 3U типа «Flock». Для управления такой многоспутниковой системой используются традиционные, перечисленные выше подходы, поэтому для реализации всех процессов управления необходимо задействование 18 станций наземного комплекса управления с 36 антеннами, расположенными в Северной Америке, Европе и Австралии, что сравнимо с суммарным количеством наземных станций, привлекаемых к управлению всей орбитальной группировкой гражданского назначения Госкорпорации «Роскосмос».

Однако особый интерес вызывает организация процессов баллистико-навигационного обеспечения управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ компании «Planet». Баллистическое построение такой системы было рассчитано таким образом, чтобы решить задачу создания системного эффекта за счет разнесения плоскостей орбит КА по долготе восходящего узла, а также распределения КА в плоскости орбиты таким образом, чтобы при последовательной съемке КА, находящихся в соседних плоскостях, не было разрывов в наблюдении. Таким образом можно обеспечить глобальность покрытия всей поверхности Земли (рис.1.1). Системный эффект в такой космической системе поддерживается путем расширения орбитальной группировки, а также использования орбит с наклонениями $51,6^\circ$ и 98° и не поддерживается путем проведения коррекций орбит КА в процессе оперативного управления [111]. Таким образом удастся сэкономить массу ресурсов, необходимых для обеспечения маневрирования КА.

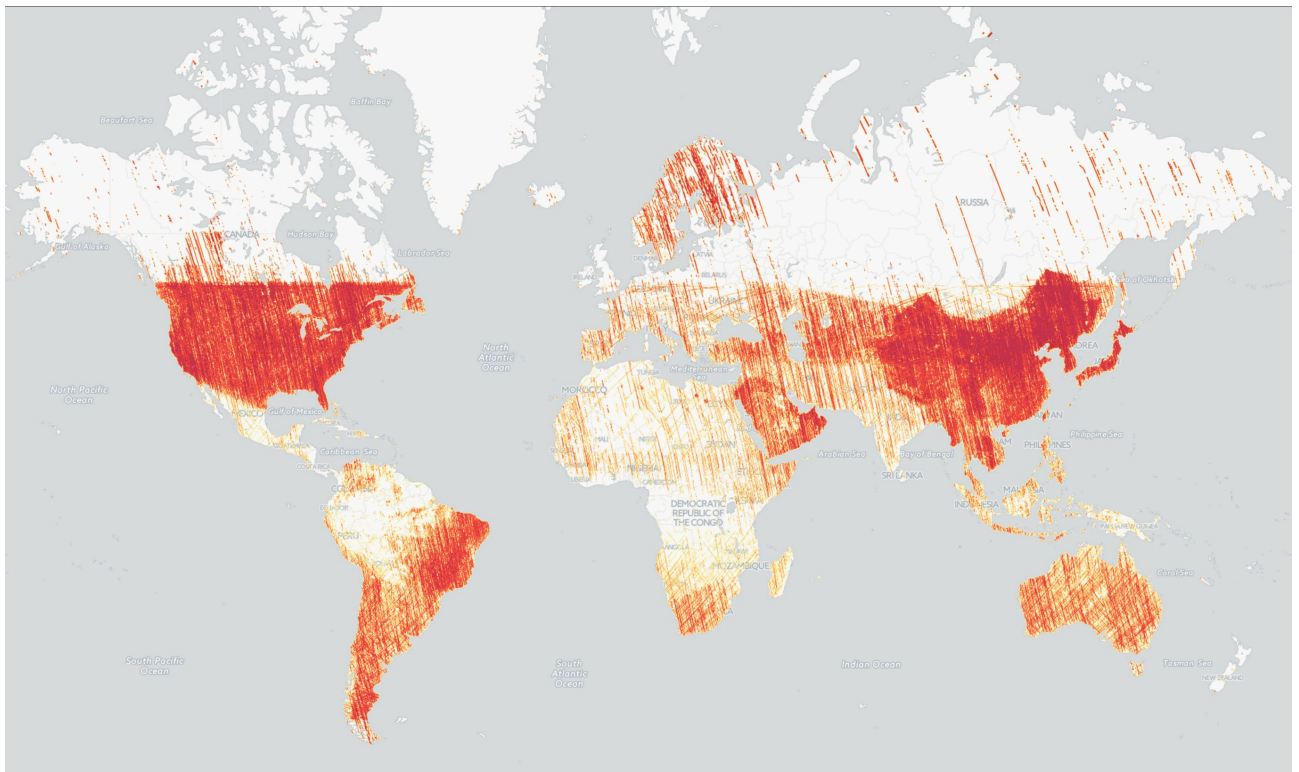


Рисунок. 1.1– Зона покрытия Земли ОГ КА «Flock»

1.3. Основные подходы к организации процессов БНО управления космическими системами ДЗЗ

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) полетов КА – раздел космонавтики, отражающий совокупность задач, методов и алгоритмов их решения, а также комплекс технологических и вычислительных процессов, необходимых для проведения всего цикла проектно-исследовательских и расчетных работ на этапах подготовки, реализации и анализа космического полета в части, связанной с его динамикой – движением центра масс КА и относительно его центра масс.

Существующий подход к баллистико-навигационному обеспечению управления полетами космических систем предполагает необходимость ежедневного решения различных наборов задач БНО для каждого КА в космической системе, формируемых исходя из месячного, недельного и детального планов полета КА [82].

Все задачи БНО полетов ОГ КА можно условно разделить на две группы:

1. задачи БНО общего назначения;
2. задачи БНО для обеспечения решения целевых задач КА.

К задачам БНО общего назначения относятся:

- расчет времени старта ракеты-носителя с КА в заданную дату при формировании баллистической структуры КС;
- определение и прогнозирование параметров движения центра масс (ПДЦМ) КА по измерительной информации;
- прием и обработка ИТНП, расчет параметров орбиты;
- расчет и выдача оценок времени выхода на границы диапазона допустимых значений параметров удержания и системных положений;
- расчет программы коррекции с целью удержания необходимого параметра в заданных границах;
- расчет баллистической информации (БИ) для управления полетом КА и др.

К задачам БНО для обеспечения решения целевых задач КА относятся:

- определение ПДЦМ КА по измерительной информации АСН, включая оперативные НУ, на интервалах проведения целевых работ для обеспечения координатной привязки кадра;
- расчет относительного положения КА (базовой линии) на интервалах проведения интерферометрических съемок;
- расчет засветок Солнцем и Луной бортовой аппаратуры КА;
- обработка данных о параметрах вращения Земли;
- формирование архивов гео-гелиофизических параметров для динамической модели плотности атмосферы и др.

Пример периодичности проведения операций ТЦУ в части решения задач БНО управления полетом систем ДЗЗ, состоящей из различного количества КА, функционирующих на разных орбитах представлен в таблице 1.1.

Таблица 1.1 Периодичность решения задач БНО

Операция ТЦУ в части БНО	Периодичность проведения в зависимости от типа орбиты			
	ССО ($H < 600$ км)	ССО ($H \geq 600$ км), НКО (700-750 км), СКО (8050 км)	ВЭО	ГСО
Определение/уточнение ПДЦМ КА в БКУ по данным АСН и сохранение полученных НУ в виде БВС	Не реже, чем 1 раз в сутки	Не реже, чем 1 раз в 3 суток	—	—
Извлечение АСН и БВС, из массивов ТМИ и их запись в БД	Не реже, чем 1 раз в сутки	Не реже, чем 1 раз в 3 суток	Не реже, чем 1 раз в 2 суток	Не реже, чем 1 раз в 2 суток
Определение/уточнение ПДЦМ КА по ИТНП и данным бортовой АСН (совместно) для сравнения с БВС	Не реже, чем 1 раз в 7 суток	Не реже, чем 1 раз в 7 суток	Не реже, чем 1 раз в 2 суток	Не реже, чем 1 раз в 2 суток
Расчет форм с НУ, ЦУ для НС КИС, по последним принятым БВС, на интервале не менее 2 суток	Не реже, чем 1 раз в сутки	Не реже, чем 1 раз в 3 суток	По необходимости	По необходимости
Расчет долгосрочной вторичной БИ (прогнозируемых ПДЦМ, ЗРВ, освещённости КА и ПСТ) по последним уточненным НУ, на интервале не менее 10 дней, от витка привязки НУ	Не реже, чем 1 раз в 7 суток			
Расчет программы коррекции с целью удержания необходимого параметра в заданных границах	По необходимости			

Контроль точности реализации коррекции параметров орбиты: уточнение ПДЦМ КА по измерениям на пассивном участке полета, расчёт прогнозируемых отклонений контролируемых параметров орбиты в конце цикла коррекции от требуемых значений	В процессе и по окончании выполнения программы коррекции, после получения необходимого количества данных ИТНП, АСН и/или БВС на пассивном участке полёта
--	--

Исходя из анализа периодичности решения задач БНО при управлении полетом каждого отдельного КА, входящего в космическую систему, можно сделать вывод, что для проведения коррекций параметров орбиты необходимо провести целый ряд подготовительных операций, включая определение/уточнение ПДЦМ КА по ИТНП и данным бортовой АСН, расчет программы коррекций и контроль точности реализации коррекции параметров орбиты. В отличие от остальных операций ТЦУ в части БНО, данные операции могут занимать значительное время, как для проведения самих расчетов, так и для накопления данных ИТНП. Кроме того, данные операции достаточно тяжело автоматизировать, с учетом того, что при оценке правильности коррекции используются численные методы, которые могут давать нелинейные решения (в зависимости от качества ИТНП). Исходя из этого, при рассмотрении возможности использования существующих подходов к организации БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ, особое внимание будет уделяться вопросам проведения коррекций орбит КА и времени, необходимому для проведения всех вычислений.

1.4. Порядок проведения коррекций орбитального положения КА, входящих в космическую систему

С учетом того, что предполагаемый срок активного существования космической системы достаточно велик, необходимо учитывать, что баллистическое построение космической системы, заранее определенное на этапе баллистического проектирования, со временем выходит из определенных в эксплуатационной документации границ. На устойчивость баллистического построения влияют следующие факторы: изменение относительного положения КА в одной орбитальной плоскости, фазовое расхождение КА из различных плоскостей (групповые сдвиги КА в плоскостях), изменение ориентации каждой плоскости относительно других за счет изменения наклонений и относительных значений прямого восхождения восходящего узла [9]. Таким образом, для БНО полета космических систем наиболее важными являются задачи расчета и поддержания относительного положения КА в пространстве в установленных пределах при групповом выполнении целевых задач, а также прогнозирование времени существования выбранного баллистического построения.

Расчет параметров коррекций орбиты может включать в себя следующие разновидности: довыведение на рабочую орбиту, формирование параметров рабочей орбиты в зависимости от целевых задач системы, расчет данных на проведение коррекций удержания КА на рабочей орбите (поддержание структуры орбитальной группировки), смену позиции КА, уклонение от опасного сближения с другим космическим объектом и сведение с орбиты [57]. Наиболее частым видом коррекций для космических систем ДЗЗ является коррекция поддержания баллистической структуры орбитальной группировки.

Существующие подходы к организации процессов БНО управления полетами предполагают, что коррекции орбитального положения КА, входящих в космическую систему ДЗЗ, проводятся исходя из прописанной в

эксплуатационной документации стратегии удержания элементов орбиты каждого КА в жестко определенном коридоре. Операции по коррекциям проводятся по мере необходимости, определяемой исходя из оценки сроков выхода КА за пределы коридора, путем прогнозирования движения центра масс КА.

Одной из используемых на практике стратегией поддержания баллистического построения космической системы является обеспечение стабильности трассы в заданном диапазоне долгот путем проведения корректировок высоты орбиты на одной из границ диапазона. При этом, желательно новое значение большой полуоси выбирать таким, чтобы при дальнейшем дрейфе выйти на противоположную границу диапазона и вернуться обратно. Это обеспечивает максимальную длительность пассивного участка между коррекциями [57].

Указанный подход применяется в настоящее время при управлении космическими системами, состоящими из 10-30 КА, и предполагает проведение от 3 до 50 коррекций в год для каждого КА в зависимости от конкретных значений возмущающих факторов, типа орбиты, заданных коридоров удержания и т.д. (рис.1.2.).



Рисунок 1.2 – Число проводимых коррекций в год при управлении КА НСЭН, функционирующих на солнечно-синхронных орбитах

Опыт проведения коррекций орбит различных КА ДЗЗ, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш» показал, что время на подготовку, проведение и оценку одной коррекции может занимать до нескольких часов, следовательно, это время становится критичным при существенном увеличении числа КА в космической системе. Кроме того, с учетом необходимости управления многоспутниковой космической системой, состоящей из КА, функционирующих на различных орбитах, актуальной задачей становится автоматизация планирования проведения баллистических расчетов, т.к. периодичность их проведения для различных КА может отличаться (см. табл. 1.1). Также на составление планов проведения баллистических расчетов существенное влияние оказывает необходимость учета неравномерности распределения по времени зон радиовидимости наземных средств и неравномерность распределения решаемых баллистических задач по дням недели. Исходя из этого, при проведении анализа возможности использования существующих подходов к организации процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами особое внимание следует уделить двум временным факторам: необходимое время для проведения операции по проведению коррекций КА для жесткого удержания баллистической структуры и время на проведение остальных расчетов, необходимых для осуществления операций БНО управления многоспутниковыми космическими системами в соответствии с детальными планами полета.

1.5. Анализ возможности использования существующих подходов к организации БНО управления космическими системами ДЗЗ для решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ

Основными факторами, влияющими на возможность оперативного решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами, являются следующие ограничения: время, отведенное на решение

задач БНО перед проведением сеансов управления КА, вычислительные ресурсы ЦУП, необходимые для решения задач БНО, и число наземных командно-измерительных станций. При использовании существующих подходов, применяемых для организации БНО управления космическими системами, состоящими из 10-30 КА, для управления многоспутниковыми космическими системами, состоящими более чем из 100 КА, основное влияние на оперативность решения задач БНО, загрузку вычислительных ресурсов, число автоматизированных рабочих мест и загрузку наземных командно-измерительных станций оказывают факторы, которые будут перечислены ниже.

1. Необходимость обеспечения проведения большого количества маневров, как для поддержания орбитальной структуры космической системы, так и для уклонения от космического мусора, связанная с существенным увеличением числа КА, функционирующих на ограниченном пространстве ОКП. Приведенный в разделе 1.4 краткий анализ общего числа коррекций, проводимых для КА ДЗЗ, функционирующих на низких околоземных орбитах, показал необходимость проведения от 3 до 50 коррекций в год для каждого КА в зависимости от конкретных значений возмущающих факторов. Если провести простую экстраполяцию данных результатов на многоспутниковую космическую систему, состоящую из 100 КА, то в результате мы получим необходимость проведения от 300 до 5000 коррекций в год. Даже если рассмотреть медиану полученного множества коррекций (2375), то исходя из существующих подходов, операторам ЦУП для поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы, состоящей из 100 КА, необходимо будет обеспечивать проведение более 6 коррекций в день, что, исходя из существующих ограниченных ресурсов НАКУ КА НСЭН и измерений, практически нереализуемо. Более строгий анализ необходимого числа коррекций параметров орбит КА для поддержания жёсткой баллистической структуры будет приведен в главе 4.

2. Необходимость частого проведения сеансов связи с КА, в том числе, для измерения текущих навигационных параметров ограниченным составом КИС, особенно с учетом того, что некоторые КИС могут быть использованы только для одного типа КА [50], обусловленная низкой автоматизацией КА. Приведенный в разделе 1.1. обзор существующих подходов к управлению полетами КА и космических систем показал необходимость проведения от 4-х до 6-ти сеансов управления с каждым КА в космической системе ежедневно. Таким образом, для управления многоспутниковой космической системой, состоящей из 100 КА, необходимо будет проведение от 73000 до 219000 сеансов связи ежегодно. Для сравнения, существующие наземные средства, привлекающиеся для управления большинством действующих КА Госкорпорации «Роскосмос», проводят порядка 30000 сеансов в год [30]. Достаточность ресурса наземных средств должна рассчитываться с учетом их доступности для применения в интересах управления конкретными КА космической системы, с учетом следующих факторов [19]:

- наличие зон радиовидимости (ЗРВ) КА на средствах НАКУ КА НСЭН и измерений, включенных в состав НКУ;
- требования исполняемых технологических циклов управления (ТЦУ), определенных в эксплуатационной документации (ЭД) на космические комплексы (системы) (наиболее «жесткие» требования предъявляются к схемам проведения сеансов ИТНП);
- конкуренция за применение ресурса со стороны иных космических комплексов (систем);
- технические и технологические ограничения применения средств НАКУ (ТО, ограничения на применение по неисправности, требуемое время подготовки станции к проведению сеанса).

На рисунках 1.3 и 1.4 представлены результаты анализа загрузки существующих КИС, использующихся для управления КА НСЭН, с учетом

распределения по времени зон радиовидимости КА ДЗЗ, функционирующих на низкой околоземной орбите.

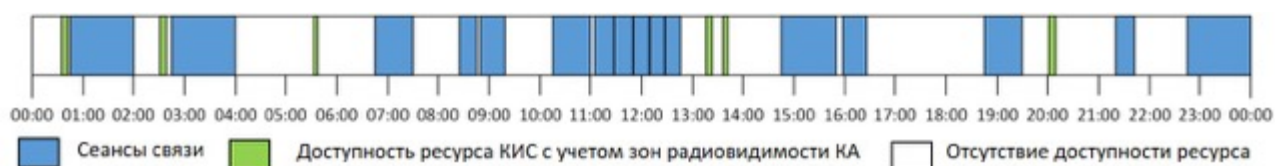


Рис. 1.3 – Доступность ресурсов существующих КИС



Рис. 1.4 – Распределение ресурсов существующих КИС с учетом ЗРВ

Проведенный анализ данных, представленных на рисунке 1.4, позволяет сделать вывод, что, если учитывать все вышеперечисленные факторы при расчете доступности ресурсов существующего наземного комплекса управления, использующегося для управления КА ДЗЗ и связи Госкорпорации «Роскосмос» (численность управляемых КА измеряется несколькими десятками), то можно сделать вывод, что при использовании ТЦУ, предполагающего проведение от 3 до 6 сеансов связи с КА в сутки, включая режим ИТНП многоспутниковых космических систем, необходимо повышать доступность ресурсов КИС путем существенного увеличения их количества, а также их распределения не только на территории России [45].

3. Отсутствие единых подходов к созданию специального математического обеспечения БНО управления различными КА, функционирующими на различных орбитах (в настоящее время под каждый КА и космическую систему создаются свои уникальные средства обеспечения оперативного БНО управления полетами и, в случае увеличения числа управляемых КА и космических систем, пропорционально увеличивается число автоматизированных рабочих мест и операторов ЦУП [50]). Существующие подходы к созданию ЦУП КА в целом и средств решения

задач БНО в частности предполагают увеличение числа автоматизированных рабочих мест (АРМ) операторов БНО кратно увеличению числа управляемых КА. На рисунке 1.5 представлен график зависимости числа постов БНО управления от числа КА ДЗЗ, управляемых из ЦУП.

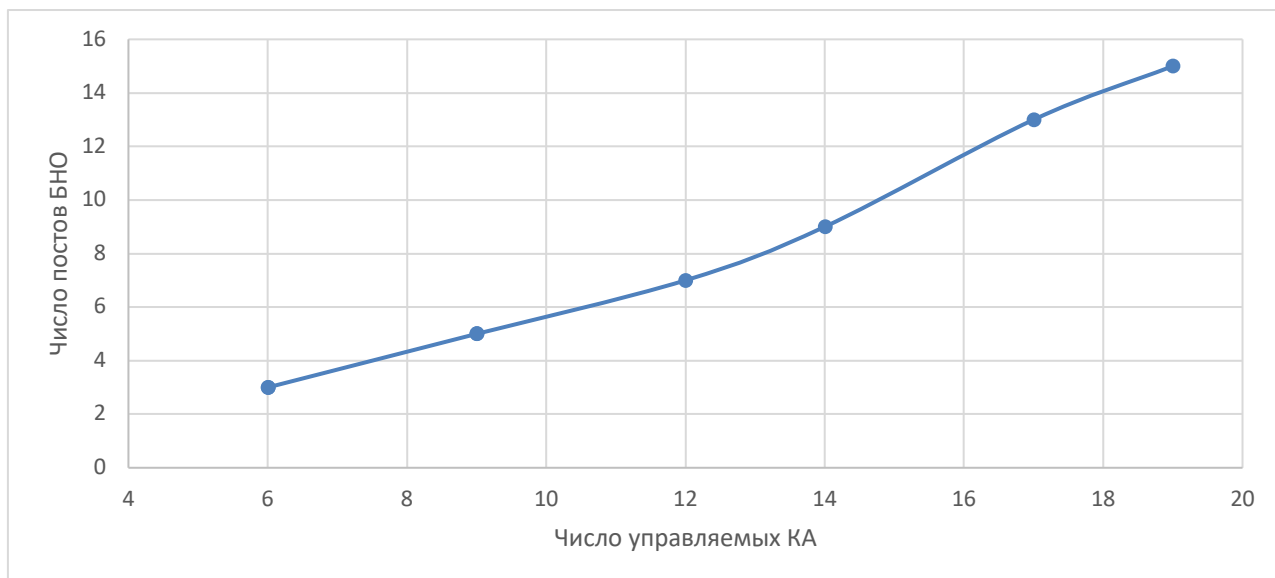


Рисунок 1.5 – Зависимость числа АРМ БНО от числа управляемых КА

Приведенный график показывает последовательный рост числа постов БНО вместе с ростом числа управляемых КА. С учетом необходимости управления разнородными космическими системами, включающими КА с различными параметрами орбиты, получается, что число постов БНО лишь немногим уступает числу управляемых КА. Таким образом, можно сделать вывод о том, что для управления многоспутниковой космической системой, состоящей из 100 КА, функционирующих на различных орбитах, при использовании существующих подходов может понадобиться немногим меньше 100 АРМ решения задач БНО управления космическими полетами.

4. Отсутствие автоматизированных систем планирования процессов БНО управления полетами разнородных КА и космических систем [21]. Процесс БНО управления движением КА регламентируется операционно-временным графиком, который накладывает жесткие ограничения времени на проведение расчетов необходимой для управления информации, анализ полученных результатов и выдачу их в группу управления. Цикл

баллистических задач принято подразделять на оперативную и неоперативную части. Под оперативной частью понимаются выполняемые работы по БНО управления одиночным аппаратом или некоторой совокупностью КА в течение заданного опорного промежутка времени (например, в течение суток), объединенные в оперативный (в частности, суточный) план. К циклу баллистических операций предъявляются жесткие требования по выполнению заявленных характеристик решения целевых баллистических задач и оперативности получения результатов, как отдельных задач, так и выполнения цикла в целом, поэтому контроль правильности решения баллистических задач, а также своевременность обмена баллистической информацией осуществляется в ручном режиме оператором-баллистиком для каждого КА отдельно. Время на решение баллистических задач для различных КА может варьироваться в зависимости от суточного плана, а также сложности решаемых задач. На рисунке 1.6 представлены усредненные значения по времени проведения баллистических расчетов для всех КА, управляемых из ЦУП. Как видно из графика, время, необходимое для проведения расчетов для каждого КА, отличается. Тем не менее, из графика можно сделать вывод о практически линейном характере зависимости времени, необходимого для проведения баллистических расчетов, от числа управляемых КА. Из рисунка 1.6 можно сделать вывод, что для управления 18 КА необходимо более 5 часов чистого времени расчетов. С учетом того, что приведенная статистика не учитывает время на проведение обменов баллистической информации с абонентами, а также возможность возникновения нештатных ситуаций, реальное время на проведение баллистических расчетов может быть больше.

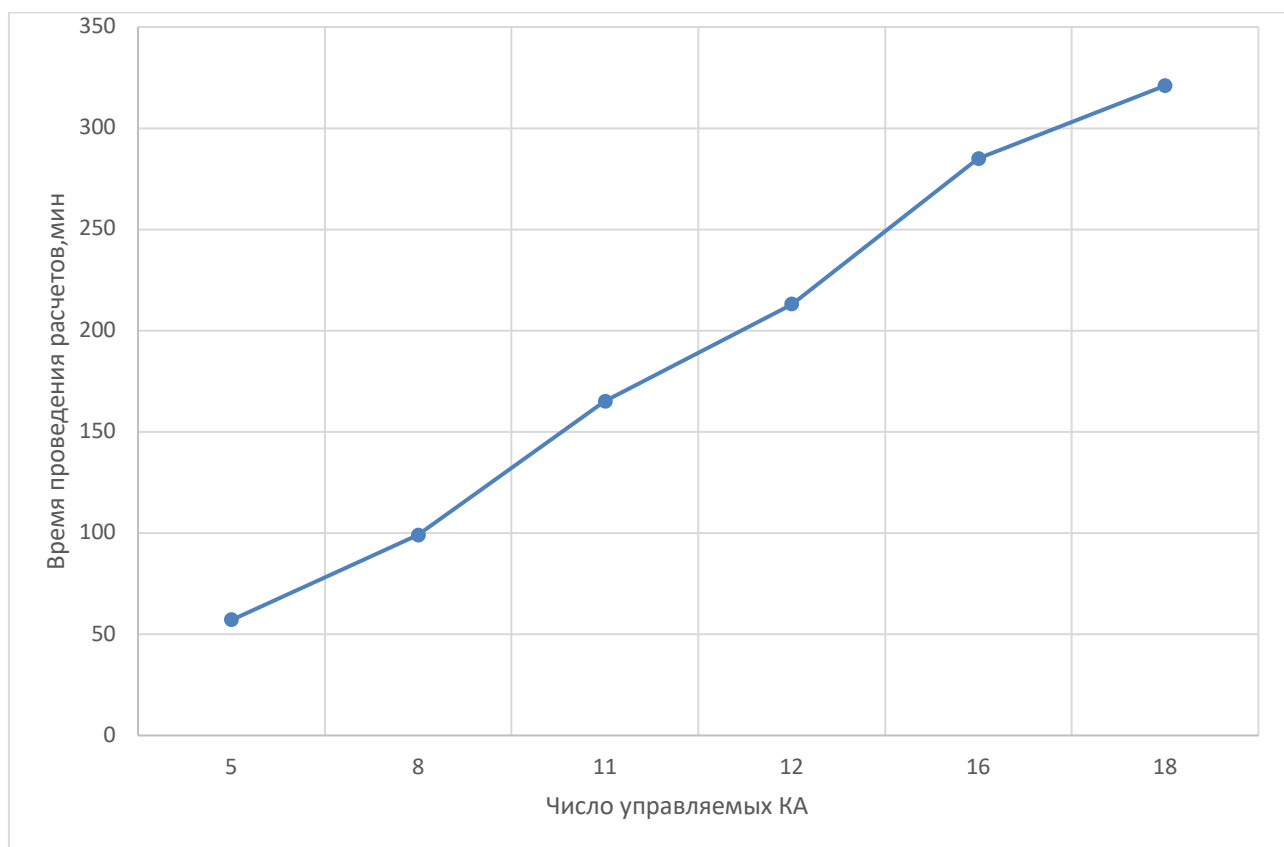


Рисунок. 1.6 – Зависимость времени проведения баллистических расчетов от числа КА

С учетом квазилинейного характера изменения времени проведения баллистических расчетов от числа управляемых КА, можно сделать вывод, что при использовании существующих подходов к управлению многоспутниковыми космическими системами характер увеличения времени, необходимого для проведения баллистических расчетов, будет так же практически линейен к увеличению числа КА в многоспутниковой космической системе, что, в конечном итоге, приведет к дефициту располагаемого времени и, как следствие, невозможности управления многоспутниковой космической системой из одного центра.

5. Отсутствие моделей и методов поддержания возможности решения целевых задач отдельными КА в контексте решения задач единой системой в целом [4]. Существующие подходы к организации управления полетами космических систем предполагают управление каждым КА по отдельности без учета решения целевых задач системой в целом. Например,

для космических систем ДЗЗ, обеспечивающих обзорное или высокодетальное наблюдение, наиболее критичным фактором, влияющим на решение целевых задач, является прохождение определенных участков трассы полета в определенное солнечное время, а также частота обзора интересующего потребителей региона. Все вышеперечисленные задачи решаются на этапе баллистического проектирования космической системы, где определяются параметры орбит каждого КА в системе и предельные отклонения от них. В случае штатного функционирования всех КА эти параметры в процессе полета не меняются, а только поддерживаются. Таким образом, в процессе управления не оценивается возможность решения целевой задачи системой в целом, а только подбираются параметры коррекций положения центра масс КА для удержания их в заданной позиции. Такой подход отлично себя зарекомендовал для решения задач управления космическими системами, состоящими из нескольких десятков КА. Его основными недостатками при управлении многоспутниковыми космическими системами, кроме необходимости проведения большого числа коррекций орбит КА, является отсутствие учета возможности оперативного изменения состава космической системы, как при выведении новых КА, так и при возникновении нештатных ситуаций, при которых использование КА по назначению невозможно. В этих случаях существующий подход предполагает возврат к этапу баллистического проектирования и проведения дополнительных серий коррекций для создания новой баллистической структуры системы [9]. Использование такого подхода при управлении многоспутниковой космической системой приведет к кратному увеличению нагрузки как на персонал ЦУП и сектор главного конструктора системы, так и на наземные и космические средства, которые будут задействованы в реализации выбранных стратегий изменения баллистического построения системы. Исходя из этого, предлагается разработка и внедрение в процесс управления гибких моделей поддержания баллистической структуры космической системы с учетом решения целевых задач системой в целом, так как с учетом кратного расширения числа КА в

космической системе неизбежно будут возникать новые возможности по увеличению характеристик решения целевых задач системой за счет избыточности числа КА в космической системе.

1.6. Постановка научной проблемы исследования

Исходя из всего вышесказанного, научную проблему можно сформулировать следующим образом: необходимо разработать новый метод баллистико-навигационного обеспечения управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ с учетом техногенного засорения ОКП, позволяющий сократить число необходимых сеансов управления с КА, уменьшить необходимое число коррекций орбит КА, необходимых для выполнения целевых задач, уменьшить время, затрачиваемое на решение задач БНО управления полетами, обеспечить возможность решения задач БНО управления КА, функционирующими на различных орбитах, в единой среде, а также обеспечить мониторинг возможности решения целевых задач космической системы в целом при оперативном управлении космическим полетом многоспутниковой космической системы ДЗЗ. Таким образом, разработка и внедрение вышеуказанного метода позволит обеспечить решение задач управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ из одного ЦУП с учетом недопущения роста техногенного засорения ОКП за приемлемое время, без необходимости существенного увеличения расходов на вычислительные ресурсы и наземные станции управления.

Для формальной записи задачи с учетом сделанных предположений введем следующие обозначения:

$T = \{t_0, \dots, t_i : i = \overline{1, n}\}$ – множество единичных отрезков периода решения задач БНО.

$I = \{i_0, \dots, i_m : m = \overline{1, n}\}$ – множество образцов специального математического обеспечения, привлекаемых для решения задач БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ.

$J = \{j_0, \dots, j_k : k = \overline{1, n}\}$ – множество разновидностей работ, образующих область применения службы БНО.

Пусть

φ_{ijt} – количество единичных работ j -й разновидности, выполняемых с помощью i -го образца специального математического обеспечения на t -м отрезке времени;

p_{ijt} – количество средств i -го образца, назначаемых для выполнения единичной работы j -й разновидности на t -м отрезке времени;

V_{it} – ограничение сверху на возможный объем операций, производимых средствами i -го образца на t -м отрезке;

U_{it} – ограничение сверху на допустимое количество средств i -го образца в составе системы на t -м отрезке;

F_{it} – директивное значение оценки работоспособности системы на t -м единичном отрезке.

Введем также следующие переменные.

Переменные состава $u_{it} \geq 0, i \in I, t \in T$. Величина u_{it} равняется количеству средств i -го образца в составе системы на t -м отрезке.

Переменные пополнения состава $v_{it} \geq 0, i \in I, t \in T$. Величина v_{it} равняется количеству средств i -го образца, вводимых в состав системы на t -м отрезке.

Переменные уменьшения состава $w_{it} \geq 0, i \in I, t \in T$. Величина w_{it} равняется количеству средств i -го образца, изымаемых из состава системы на t -м отрезке.

Переменные назначения $x_{ijt} \geq 0, i \in I, j \in J, t \in T$. Величина x_{ijt} равняется доле работ j -й разновидности, выполняемых средствами i -го образца на t -м отрезке.

С использованием введенных обозначений задача оперативного БНО записывается следующим образом.

$$\min_{t \in T} f \left(\sum_{t \in T} \sum_{i \in I} \sum_{j \in J} \left(\varphi_{ijt} p_{ijt} x_{ijt} - F_{jt} \right) \right) \quad (1.1)$$

при ограничениях

$$u_{it} = u_{it-1} + v_{it} - w_{it}, i \in I, t \in T; \quad (1.2)$$

$$u_{it} \leq U_{it}, i \in I, t \in T; \quad (1.3)$$

$$v_{it} \leq V_{it}, i \in I, t \in T; \quad (1.4)$$

$$w_{it} \leq W_{it}, i \in I, t \in T; \quad (1.5)$$

$$x_{ijt} \in \{0,1\}, i \in I, j \in J, t \in T; \quad (1.6)$$

$$\sum_{j \in J} \varphi_{jt} p_{ijt} x_{ijt} \leq u_{it}, i \in I, t \in T; \quad (1.7)$$

$$u_{it}, v_{it}, w_{it}, x_{ijt} \geq 0, i \in I, j \in J, t \in T; \quad (1.8)$$

В этой задаче целевая функция (1.1) выражает оценку возможности оперативного решения задач БНО. Соотношения (1.2) связывают составы системы на данном и предыдущем отрезках периода планирования, а неравенства (1.3) – (1.5) ограничивают соответственно состав системы, его пополнение и уменьшение. Переменные в выражении (1.6) отражают назначение i -го образца для выполнения единичной работы j -й разновидности на t -м отрезке времени, а неравенство (1.7) означает, что на каждом отрезке можно использовать только такое количество средств, какое имеется в составе системы. Наконец, неравенство (1.8) ограничивает интегральный коэффициент по всем переменным.

В случаях поиска экстремума целевой функции часто возникают ситуации, когда становятся важны следующие две особенности: во-первых, решение должно быть адаптивным, то есть учитывать текущее состояние сети связи и наличие сбойных участков, а во-вторых, найти оптимальное решение (в нашем случае экстремум целевой функции) нужно очень быстро, в реальном времени. Для решения подобного рода задач целесообразно использовать сети Хопфилда.

Нейронная сеть Хопфилда (Рисунок 1.7) представляет собой слой адаптивных сумматоров с обратными связями, выходные сигналы которых, подвергаясь нелинейной обработке по заданному закону, поступают с

некоторой временной задержкой на входы нейронов, в результате чего выходной сигнал нейронной сети формируется лишь после того, как сеть достигнет динамического равновесия.

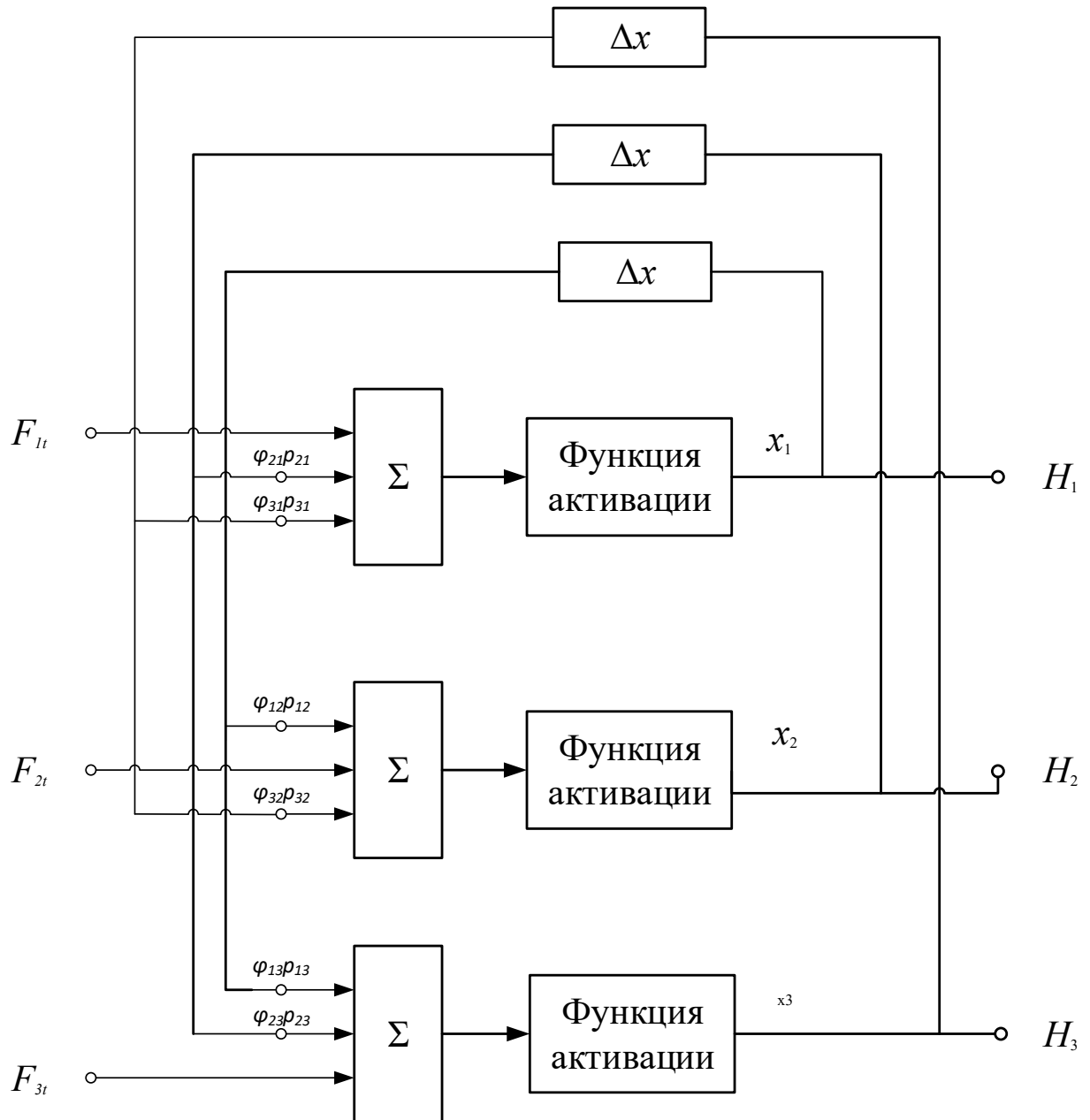


Рисунок 1.7 – Сеть Хопфилда для случая $I=J=3$

Поведение нейронной сети моделирует, таким образом, некоторый стохастический процесс, конечное состояние которого определяется входным вектором нейросети, являющимся, по сути, вектором внешних смещений.

Пусть состояние каждого i -го нейрона определяется его выходным сигналом x_{ij} . В архитектуре нейросети, реализующей бинарные операции, функция x_{ij} может принимать значения $x_{ij}^0 = 0$ или $x_{ij}^1 = 1$. Из рисунка 1 видно, что выходной сигнал каждого нейрона H_i представляет собой суперпозицию внешнего сигнала I_i и сигнала обратной связи, в виде суммы выходных сигналов других нейронов. Тогда:

$$H_i = \sum_{j=1}^J \varphi_{ij} p_{ij} x_{ij} + F_{ij}. \quad (1.9)$$

где произведение $\varphi_{ij} p_{ij}$ – вес синаптической связи, соединяющей j -й нейрон с i -м нейроном, и $\varphi_{ij} p_{ij} = 0$, если $i=j$. Каждый нейрон изменяет свое состояние в зависимости от заданного уровня активации S_i , так что

$$x_{i+1j+1} = \begin{cases} \downarrow x_{ij}^0, & H_{ij} < S_i \\ \uparrow x_{ij}^1, & H_{ij} > S_i \end{cases}. \quad (1.10)$$

Если предположить, что весовые коэффициенты синаптических связей $\varphi_{ij} p_{ij}$ являются фиксированными для всех i и j , то система уравнений (1.9)-(1.10) определяет стохастический процесс, который достигает устойчивых положений равновесия в зависимости от внешних значений F_i . Доказано, что сходимость гарантирована, если ее матрица весовых коэффициентов W является симметричной и все диагональные элементы равны нулю.

Так как в общем случае размерность множества образцов специального математического обеспечения, привлекаемых для решения задач БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ I и множества разновидностей работ, образующих область применения службы БНО J , различны, матрица W прямоугольна. Однако, посредством введения фиктивной переменной для

любой прямоугольной матрицы можно добиться симметричности матрицы весовых коэффициентов W .

Доказательство сходимости может быть получено из анализа «энергетической» функции нейросистемы, а именно, функции Ляпунова, которая для рассматриваемой нейронной сети с обратными связями имеет вид

$$E = -\frac{1}{2} \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \varphi_{ij} p_{ij} x_i x_j - \sum_{i=1}^I x_i x_i + \sum_{i=1}^I S_i x_i,$$

и представляет собой квадратичный функционал состояния нейронной сети. Изменение функции E вследствие изменения состояния i -го нейрона на Δx_i представляется в виде

$$\Delta E = - \left[\sum_{j=1}^J \varphi_{ij} p_{ij} x_{ij} + x_{ij} + S_i \right] \Delta x_i. \quad (1.11)$$

Из уравнения (3) следует, что величина Δx_i принимает положительные значения только в том случае, когда $\sum_{j=1}^J \varphi_{ij} p_{ij} x_{ij} + x_{ij} + S_i > 0$ и наоборот, принимает отрицательные значения, если $\sum_{j=1}^J \varphi_{ij} p_{ij} x_{ij} + x_{ij} + S_i < 0$.

Следовательно, произвольное изменение состояния нейрона в архитектуре нейросети Хопфилда приводит к уменьшению энергетической функции всей системы.

Поведение нейронной сети Хопфилда можно анализировать, используя графовую модель либо решая задачу о собственных векторах и собственных значениях рассматриваемой системы. С точки зрения графовой модели, нейронная сеть представляет собой направленный граф, вершины которого образуют нейроны с приложенными к ним внешними смещениями, а ребра – синаптические связи с весовыми коэффициентами $\varphi_{ij} p_{ij}$. Доказательство сходимости алгоритма в этом случае сводится к задаче нахождения минимального разреза графа.

Сеть Хопфилда, нейроны которой обладают непрерывной монотонной активацией, т. е. $x_i^0 < x_i < x_i^1$ также обладает свойствами процессора, производящего минимизацию целевой функции.

Динамическая процедура, описанная выше, на каждом шаге понижает значение энергии нейронной сети. Это позволяет решать комбинаторные задачи оптимизации, если они могут быть сформулированы как задачи минимизации энергии.

1.7. Выводы по главе 1

Проведен анализ существующего состояния и проблемных вопросов БНО управления отечественными космическими системами ДЗЗ и зарубежными многоспутниковыми КС ДЗЗ на примере функционирующей многоспутниковой космической системы ДЗЗ американской компании «Planet».

Из основных особенностей зарубежного подхода к управлению многоспутниковой космической системой можно выделить необходимость задействования большого числа наземных средств, расположенных по всему миру, а также отказ от жесткого поддержания баллистической структуры за счет использования большого количества КА, которые позволяют решать целевые задачи системы в целом без необходимости жесткого удержания характеристик параметров орбиты каждого КА.

Существующие отечественные подходы к управлению космическими системами ДЗЗ предполагают жесткое поддержание баллистической структуры космической системы ДЗЗ, выбранной на этапе баллистического построения. Анализ реализации такого подхода для КС ДЗЗ, состоящей из 5 КА, показал необходимость проведения от 3 до 50 коррекций в год для каждого КА в зависимости от конкретных значений возмущающих факторов, типа орбиты, заданных коридоров удержания.

Проведен краткий анализ возможности использования существующих подходов к организации БНО управления космическими системами ДЗЗ для

решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, исходя из которого сформулированы следующие проблемы:

1. Необходимость обеспечения проведения большого количества маневров, как для поддержания орбитальной структуры космической системы, так и для уклонения от космического мусора.
2. Необходимость частого проведения сеансов связи с КА, в том числе для измерения текущих навигационных параметров, ограниченным составом КИС.
3. Отсутствие единых подходов к созданию специального математического обеспечения БНО управления различными КА, функционирующими на различных орбитах.
4. Отсутствие автоматизированных систем планирования процессов БНО обеспечения управления полетами разнородных КА и космических систем.
5. Отсутствие моделей и методов поддержания возможности решения целевых задач космической системой как единым целым.

Основным результатом, полученным в главе, является формальная постановка научной проблемы, полученная исходя из проведенного анализа, а именно: разработка метода, теоретического и прикладного задела для решения проблемы БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ из единого центра с учетом роста техногенного засорения околоземного космического пространства, а также в условиях ограниченных ресурсов на выполнение всех задач БНО управления полетами.

2. Основные направления развития методов решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ

2.1 Краткое описание существующих и перспективных многоспутниковых космических систем

В настоящее время с развитием технологий по производству КА различной массы и размеров появилась возможность перехода от единичной сборки практически уникальных КА к их потоковому производству, что позволило перейти от проектирования многоспутниковых космических систем к практической реализации планов по их развертыванию и сделать качественный скачок в темпах освоения околоземного космического пространства автоматическими КА. На рисунке 2.1 представлен график изменения темпов роста числа управляемых КА, находящихся на околоземной космической орбите [116].

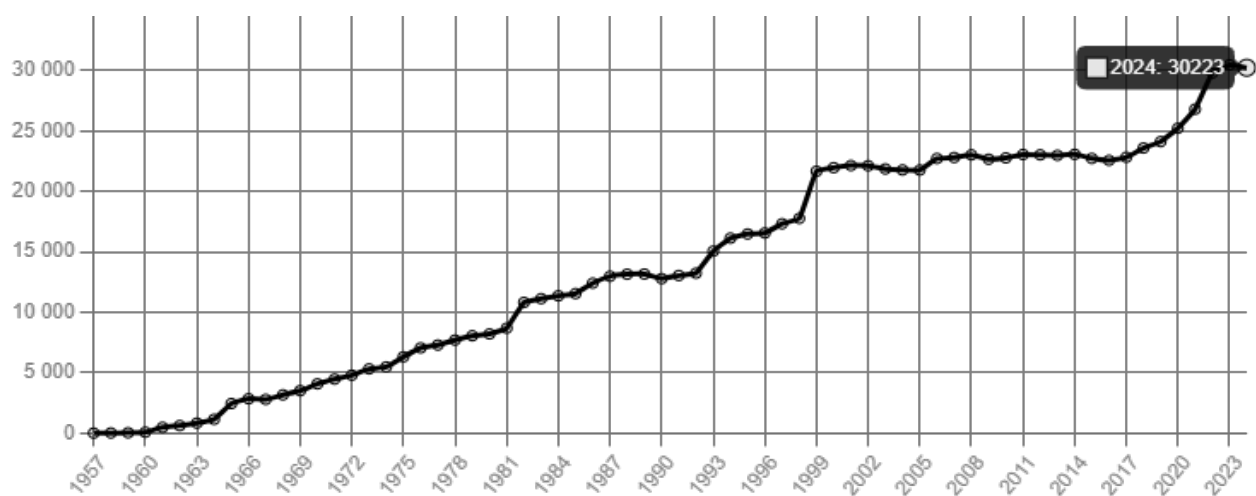


Рисунок 2.1 – График изменения темпов роста числа управляемых КА

Как видно из графика, начиная с 2019 года (начало развертывания орбитальной группировки КС Starlink), темпы роста числа управляемых космических аппаратов, находящихся в ОКП, начали существенно возрастать. К середине 2024 года число управляемых КА достигло более 30000 единиц, при этом распределение по числу традиционных КА и многоспутниковых

космических систем составляет 47% у традиционных КА и малоспутниковых космических систем к 53% у многоспутниковых космических систем (рис. 2.2). И как показывает существующая практика по постоянному обновлению КА в многоспутниковых космических системах, данный разрыв в будущем будет только увеличиваться.

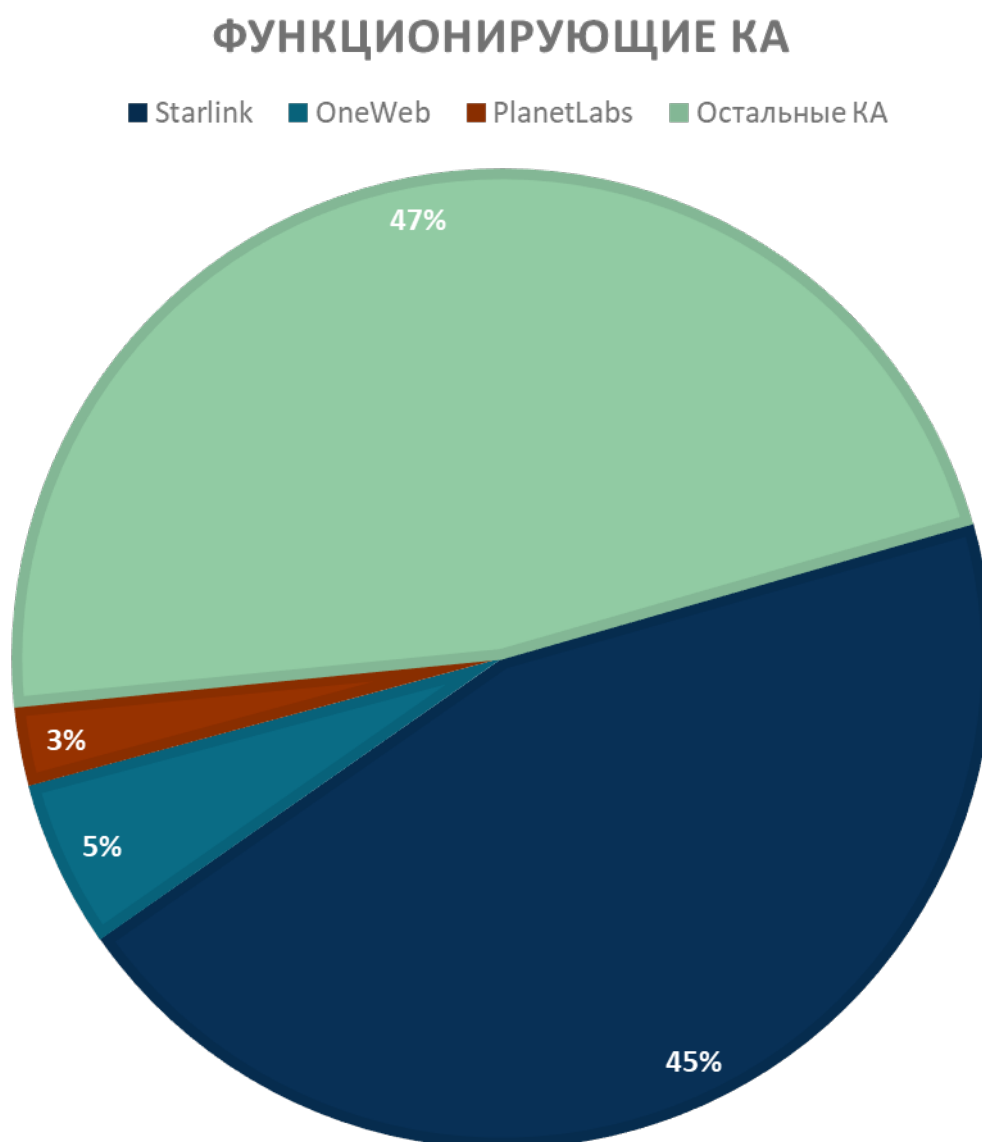


Рисунок 2.2 – Распределение по функционирующим в ОКП КА

Рассмотрим планы по развертыванию многоспутниковых космических систем в Российской Федерации и за рубежом. Основными направлениями использования многоспутниковых космических систем являются

предоставление широкому кругу заинтересованных лиц услуг ДЗЗ и связи. В части ДЗЗ многоспутниковые космические системы направлены на предоставление информации различным Федеральным органам исполнительной власти в части природно-ресурсного мониторинга, картографирования и гидрометеорологии. С учетом различных требований к предоставляемой информации, КА и космические системы в части их целевого назначения делятся: по виду предоставляемой информации (оптические и радиолокационные), разрешению данных (низкое, среднее, высокое), периодичности съемки и охвату территории (локальное, глобальное). Таким образом, исходя из различных требований к целевой информации, многоспутниковая КС ДЗЗ будет включать в себя различные КА, обладающие различной целевой аппаратурой и функционирующие на различных орбитах. По типу космические системы ДЗЗ делятся на: гидрометеорологические, океанографические, геофизические, высокодетального и оперативного (обзорного) наблюдения, а также радиолокационные. В качестве примера, на рисунках 2.3 и 2.4 приведены приблизительные планы развертывания космических систем ДЗЗ оптико-электронного наблюдения, работающих в видимом и ИК диапазонах (высокдетального и оперативного (обзорного) наблюдения), а также радиолокационного наблюдения.

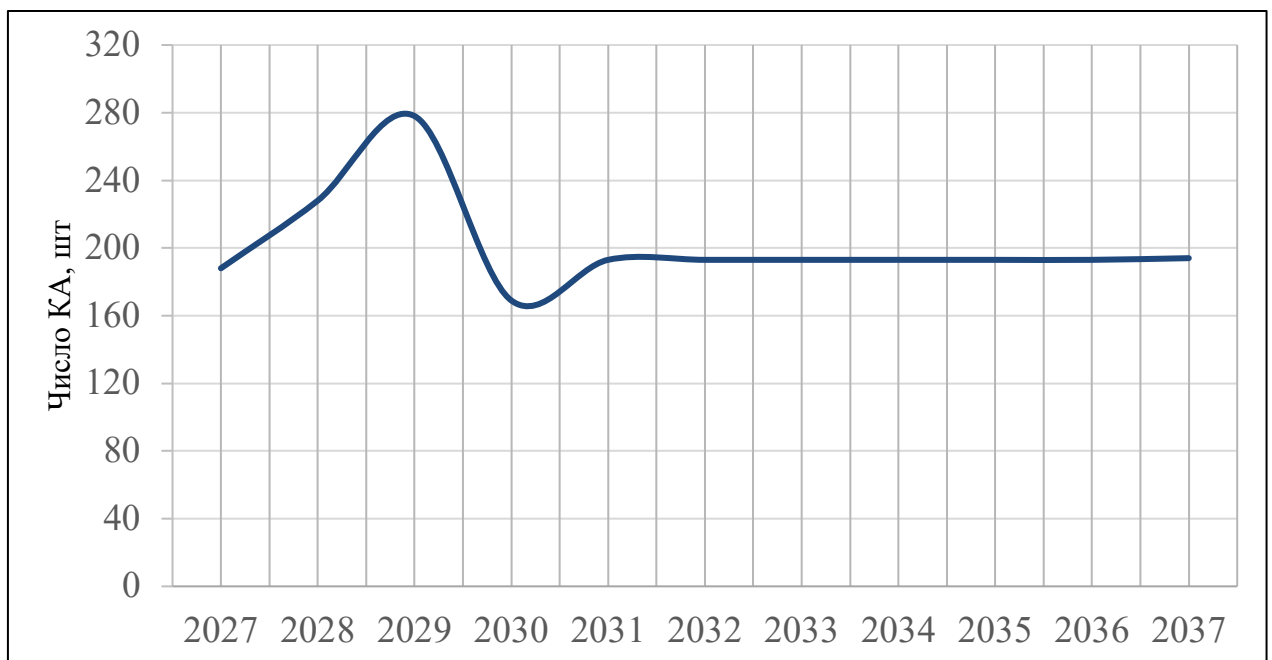


Рисунок 2.3 – Число спутников КС оптико-электронного наблюдения

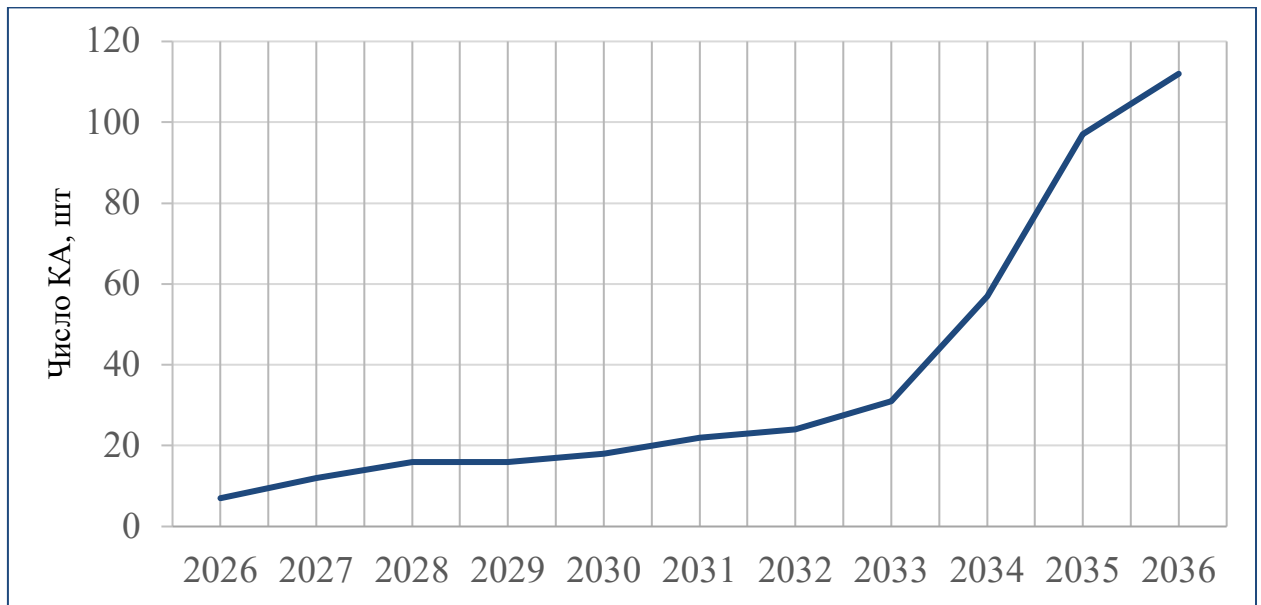


Рисунок 2.4 – Число спутников КС радиолокационного наблюдения

Как видно из графиков, для удовлетворения требований потребителей до 2036 года будут развернуты более 250 КА оптико-электронного наблюдения высокодетального и обзорного наблюдения, а также более 110 КА радиолокационного наблюдения. Эти исходные данные будут использованы при дальнейшем моделировании.

Основная тенденция развития многоспутниковых космических систем со стороны ведущих мировых держав наблюдается в большом дисбалансе развития космических систем связи и ДЗЗ. На рисунке 2.5 представлен график развертывания многоспутниковых космических систем США, Великобритании, стран Евросоюза, Китая и др., а также планируемых к развертыванию в ближайшем будущем космических систем. Из представленных на рисунке 16-ти космических систем, только две системы ДЗЗ (Flock и Lemur), остальные являются связными системами. Распределение иностранных многоспутниковых космических систем по высотам представлено на рисунке 2.6.

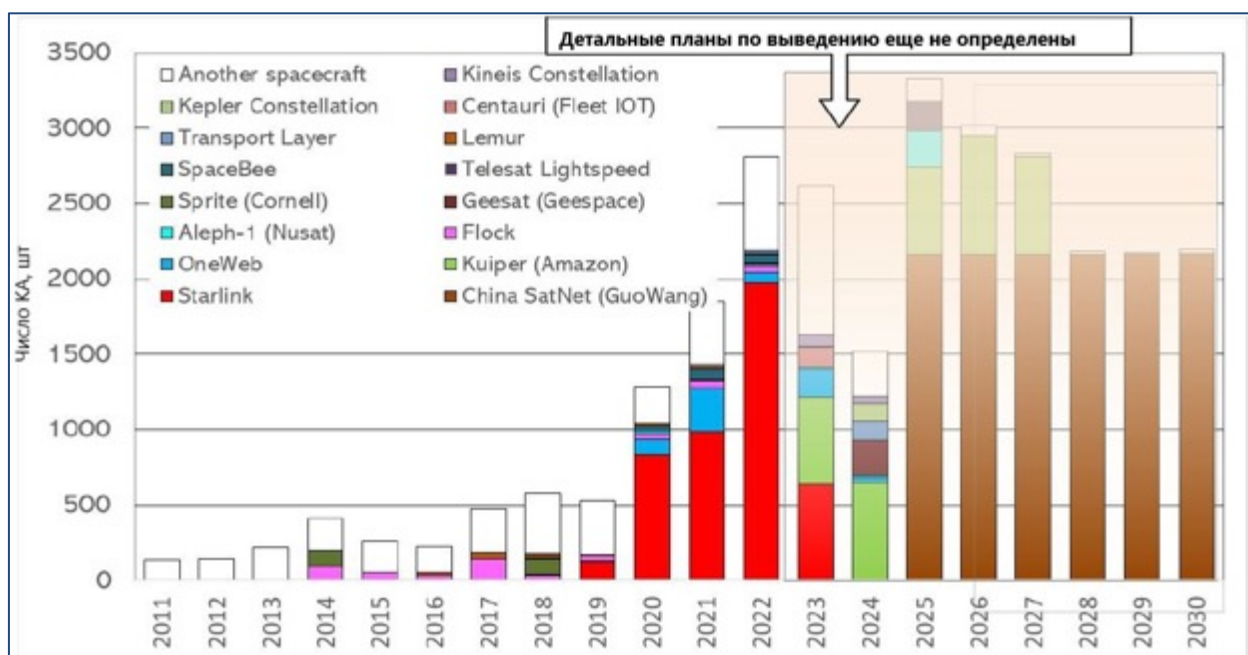


Рисунок 2.5 – Планы по выведению иностранных многоспутниковых КС

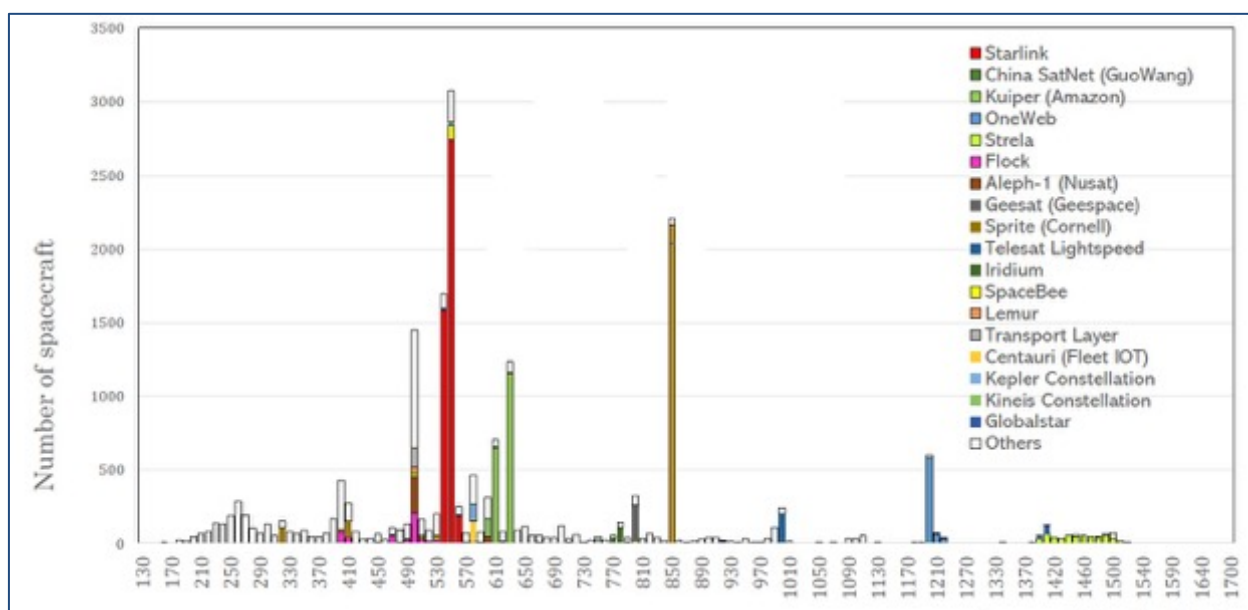


Рисунок 2.6 – Распределение иностранных многоспутниковых КС по высотам

Как видно из рисунка 2.6, многоспутниковые космические системы в качестве рабочих орбит используют низкие околоземные орбиты (НОО) и средневысокие орбиты (СВО), что касается космических систем ДЗЗ, то они располагаются в основном на НОО.

2.2 Перспективные направления развития средств и методов управления многоспутниковыми орбитальными группировками ДЗЗ, определяющие БНО управления полетами

Одновременно с реализацией планов по развертыванию многоспутниковых космических систем, особую актуальность приобрели вопросы обеспечения управления такими системами ограниченными наземными средствами из единого центра управления полетами. Основными факторами, влияющими на возможность решения данной задачи являются: параметры типового цикла управления (число минимально необходимых сеансов связи КА и ЦУП), наличие спутникового контура управления, время автономного существования КА, без необходимости уточнения положения координат его центра масс, возможность оперативного проведения всех необходимых вычислительных операций для решения задач обеспечения управления полетом многоспутниковых космических систем, запланированных в текущие сутки, требования к точности удержания баллистической структуры космической системы, возможность решения всех задач управления полетом многоспутниковых космических систем ограниченным персоналом ЦУП и т.д. Как было сказано выше, практически на все вышеперечисленные факторы влияют процессы организации решения задач БНО управления космическими полетами, как основного из видов обеспечения.

В настоящее время единственными успешными реализованными проектами по созданию многоспутниковых космических систем являются космические системы связи «Starlink» компании из США «SpaceX», «OneWeb» одноименной компании из Великобритании и космическая система оптико-электронного обзора «Flock» компании из США «Planet». Общее количество КА в этих космических системах уже превышает общее количество всех остальных управляемых КА, находящихся на ОИСЗ. Исходя из того, что возможность управления многоспутниковыми космическими

системами в основном определяется требованиями к решению целевых задач, что в свою очередь определяет полезную нагрузку и служебные системы КА, а из этого вытекают требования по частоте проведения сеансов связи, точности поддержания баллистической структуры и т.д., данные требования для связных КА гораздо ниже, чем для КА ДЗЗ. Это обусловлено спецификой решаемых задач, в частности отсутствием требований к связным КА к точности ориентации на Землю, точности стабилизации КА и, как следствие, точности поддержания баллистической структуры. Исходя из этого, компаниям «SpaceX» и «OneWeb» удалось в достаточно ограниченные сроки решить задачу обеспечения управления своими многоспутниковыми космическими системами. Однако для КА ДЗЗ требования к функционированию КА в процессе полета предъявляются гораздо жёстче, поэтому рассмотрим более подробно организацию управления космической системой «Flock».

Многоспутниковая космическая система «Flock» представляет собой совокупность космических аппаратов различного типа, таких как: «RapidEye», «SkySat», «Flock 2e», «Flock 2p». Данные космические аппараты функционируют на двух различных орбитах: солнечно-синхронной с наклоном $i = 98^\circ$ и орбите МКС с наклоном $i = 51,6^\circ$. Как и для аналогичных систем ДЗЗ для обеспечения съемки поверхности Земли, КА необходимо построить ориентацию на Землю, обеспечить стабилизацию угловых скоростей по всем осям в определенном заданном интервале, а также после проведения съемки обеспечить построение ориентации на Солнце для зарядки аккумуляторов. Проведение всех вышеперечисленных операций требует проведение минимум 2-х сеансов связи с КА через наземные командно-измерительные станции. Исходя из этого, компании Planet для управления своей многоспутниковой системой пришлось развертывать обширную сеть наземных станций, состоящую из 18 станций наземного комплекса управления в S и X диапазонах частот с 36 антеннами,

расположенными в Северной Америке, Европе и Австралии. Для непосредственного управления КА задействуются 4 группы операторов, расположенных в г. Сан-Франциско и в г. Берлин. Схематично процесс организации управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ «Flock» представлен на рисунке 2.7.

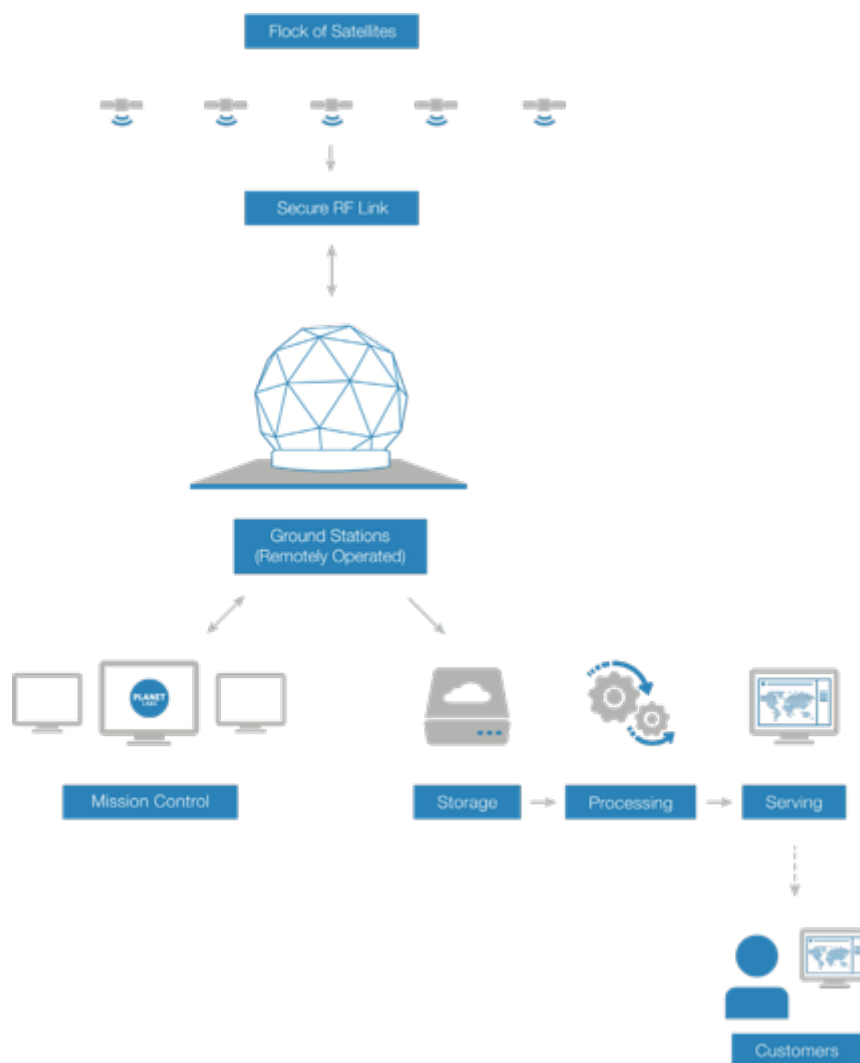


Рисунок 2.7 – Организация процесса управления космической системой Flock

Как видно из рисунка, процесс организации управления космической системой Flock ничем не отличается от классических подходов, используемых, в том числе, и в Российской Федерации.

Однако, с учетом планов компании «Planet» по постоянному расширению многоспутниковой космической системы до 1000 КА, особо актуальным стал вопрос о совершенствовании технологии управления КА.

После успешного запуска сразу 28 КА на орбиту МКС в 2014 году и получения необходимого опыта управления специалисты компании «Planet» начали работу по совершенствованию технологии управления КА с целью обеспечения решения задач управления постоянно расширяющейся космической системой, численность которой может измеряться несколькими сотнями КА [111,114]. Основными направлениями исследований стали: автоматизация процессов управления КА, увеличение автономности КА, сокращение числа сеансов связи с КА, сокращение числа маневров КА, автоматизация процессов планирования. Основными целями данных работ было уменьшение отношения численности операторов ЦУП к численности КА в многоспутниковой космической системе при существенном ее расширении. В части автоматизации процессов управления специалистами компании «Planet» были разработаны модели и автоматизированное специальное программное обеспечение управления полетами различных КА, способное решать задачи обеспечения управления постоянно расширяющейся орбитальной группировкой из единого приложения. При этом разработка программного обеспечения была организована так, чтобы иметь возможность устанавливать обновления одновременно для всех групп управления и наземных станций. Увеличение автономности КА и, как следствие, сокращение числа сеансов связи КА с наземными станциями было осуществлено путем реализации целого комплекса мер, направленных на возможность использования аппаратуры спутниковой навигации на борту КА и отказа от измерений наземными средствами, реализацией на борту автоматических циклограмм развертывания КА, штатной эксплуатации и автоматической диагностики состояния КА. При этом для обеспечения контроля состояния КА была расширена сеть станций приема телеметрической информации, а также было разработано программное обеспечение, позволяющее анализировать телеметрическую информацию одновременно со всех функционирующих КА. Кроме того, были выбраны 4 критических контролируемых параметра: угловые скорости вращения КА

относительно центра масс, заряд солнечных батарей, баланс скорости заряда солнечных батарей, конфигурация программного обеспечения. В случае выхода значений этих параметров за определённые границы, бортовой комплекс управления КА в автоматическом режиме переводит КА в безопасный режим, а далее требуется привлечение оператора ЦУП и наземных средств. Для сокращения числа маневров было принято решение отказаться от жесткого контроля поддержания баллистического построения космической системы и сконцентрироваться на решении целевых задач. Схематично баллистическое построение космической системы Flock представлено на рисунке 2.8. Как видно из рисунков 2.8 и 1.1 для обеспечения максимальной частоты обзора наиболее интересных районов космическая система «Flock» использует два типа орбит: солнечно-синхронную и орбиты МКС с последовательным разнесением КА, находящихся в одной плоскости, по аргументу широты u , таким образом, чтобы каждый следующий КА своей полосой обзора частично перекрывал предыдущий, таким образом, чтобы достигнуть максимальную ширину полосы обзора, непрерывной на витке.



Рисунок 2.8 – Баллистическое построение космической системы Flock

Таким образом, многоспутниковая космическая система Flock не поддерживает жесткую баллистическую орбитальную структуру и проводит маневры только для уклонения от космического мусора. Оперативность покрытия Земли достигается за счет большого числа КА на орбите с возможностью их постоянного расширения без необходимости существенной доработки программного обеспечения ЦУП.

Еще одним важным элементом в повышении автоматизации и уменьшении числа операторов при управлении многоспутниковой космической системой Flock стала разработка автоматизированной системы планирования «Sequencer». Основная задача данной системы - автоматизация решения рутинных задач управления как на Земле, так и на борту. При построении автоматизированной системы планирования «Sequencer» использовался принцип минимального вовлечения оператора в процесс планирования решения задач управления полетом, т.е. процесс планирования операций управления в типовые сутки полета при штатном функционировании КА организован полностью автоматически. Оператор в ЦУП контролирует только процесс завершения планирования операций, запуск очереди задач и успешность их решения, а также успешность выдачи на борт необходимой информации. Что касается работы борта, то для сокращения числа сеансов связи с КА по телеметрической информации в постоянном режиме транслируются параметры, характеризующие состояние бортовых систем, а также дополнительно контролируются оператором процессы закладки на борт программы работ, запуск каждой из задач и факт их завершения. При этом оператор ЦУП вмешивается в процесс управления только в случае возникновения нештатной ситуации на борту КА. Для обеспечения всестороннего контроля работы бортовой части автоматизированной системы планирования «Sequencer» на АРМ операторов развернута аналогичная система с возможностью постоянной актуализации состояния КА по телеметрической информации, таким образом, в случае возникновения нештатной ситуации специалистам ЦУП нет необходимости

дополнительно запрашивать сеансы связи с КА для актуализации его состояния. Реализация такого принципа работы автоматизированной системы планирования «Sequencer» и построения управления было реализовано с минимальными затратами, как финансовыми, так и временными, благодаря использованию в бортовой цифровой вычислительной машине процессора, построенного на архитектуре x86 и работающего под управлением операционной системы Linux, т.е. практически идентичного процессора и операционной системы, которые работают в автоматизированных рабочих местах операторов в ЦУП. С учетом реализации всех вышеперечисленных процедур, к настоящему времени компания «Planet» успешно решает полный спектр задач управления космической системой ДЗЗ, состоящей 199 КА, используя 4 независимые группы операторов и развитую сеть наземных станций управления. Предлагаемый подход предполагает возможность управления постоянно расширяющейся до 1000 КА многоспутниковой космической системой с незначительным увеличением числа рабочих мест ЦУП и наземных станций управления и приема телеметрической информации.

Современные отечественные подходы к управлению рассматривают космические системы в качестве совокупности отдельных КА, с определённым для каждого КА требованием к его пространственно-временному положению. Обеспечение функционирования космической системы, как единого целого, осуществляется путем поддержания параметров орбиты каждого КА в определённом интервале значений, заранее выбранном на стадии баллистического проектирования. Коррекции орбиты КА предполагают только три цели: коррекция ошибок выведения, коррекция поддержания параметров орбиты, орбитальные маневры (в случае проведения отдельных экспериментов) [7,9,50]. Что касается управления перспективными отечественными многоспутниковыми группировками, то сейчас активно развиваются подходы, предполагающие гибкую модель управления, основанную на управлении системным эффектом, получаемым от избыточности КА в КС, использовании межспутниковой линии связи, с

помощью которой возможно построение спутниковой сети передачи данных, цифровых наземных двойников КС и т.д. [4,6,66]. Отечественные концепции управления [66, 67], которые исходят из анализа опыта применения многоспутниковых космических систем, основываются на том, что целевым предназначением любой многоспутниковой космической системы является реализация заданного системного эффекта, например, устойчивого обеспечения потребителей навигационно-временной информацией для навигационных космических систем, услугами телекоммуникаций определенного уровня для систем связи и т. д. При этом системный эффект, в свою очередь, может достигается за счет реализации ряда целевых эффектов многоспутниковой космической системы. К целевым эффектам для различных космических систем могут быть отнесены различные показатели решения целевых задач, например: обеспечение требуемого геометрического фактора для навигационных космических систем, для систем связи — наличие в зоне видимости абонента хотя бы одного КА связи, для систем ДЗЗ — попадание объекта наблюдения в полосу захвата бортовой аппаратуры наблюдения, для более сложных случаев — реализация ЦЭ непрерывности, многопозиционности, стереосъемки, комплексности наблюдения и т. д. [66]. Для обеспечения управления системным эффектом предлагается в традиционные технологические циклы управления ввести новые задачи, отвечающие за функционирование многоспутниковой космической системы, как единого целого. Кроме того, при реализации межспутниковой линии связи предлагается в процесс управления также ввести операции по контролю состояния межспутниковой линии связи, а также необходимые операции для обеспечения связи между аппаратами (расчет зон радиовидимости между КА, расчет целеуказаний и т.д.). На рисунке 2.9 оранжевым цветом показаны дополнительные операции управления, направленные на создание и поддержание системного эффекта при управлении многоспутниковыми космическими системами.



Рисунок 2.9 - Предложения по расширению операций управления КС

Кроме того, для обеспечения управления многоспутниковыми космическими системами в настоящее время активно рассматриваются вопросы моделирования функционирования многоспутниковых космических систем с целью получения оценок вероятности передачи актуальной целевой информации ДЗЗ на наземные средства в заданном интервале времени [69].

Исходя из всего вышесказанного, можно констатировать, что ни один из представленных выше подходов не рассматривает вопросы организации и непосредственного проведения работ по оперативному БНО управления полетом в процессе функционирования многоспутниковой космической системы. Таким образом, можно сделать вывод о том, что к настоящему времени вопросы организации баллистико-навигационного обеспечения управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ не поднимались ни в работах отечественных ученых, ни в иностранной литературе.

2.3 Основные международные договоры, стандарты и правила, регламентирующие деятельность стран в космосе, влияющие на БНО управления полетом многоспутниковых космических систем

Еще до запуска первого искусственного спутника земли для обеспечения глобального использования космического пространства в долгосрочной перспективе Организация Объединенных наций (ООН) начала работы по согласованию различных международных договоров, регулирующих деятельность стран в космосе. Увеличение темпов освоения космического пространства и ограниченность используемых для решения целевых задач орбит делают особо актуальной задачу управления КА различного назначения в соответствии со всеми ратифицированными Российской Федерацией международными договорами и стандартами, направленными на обеспечение долгосрочной устойчивости космической деятельности. Так как до настоящего времени оперативное управление полетами КА и космическими системами в основном было сфокусировано на безусловном выполнении программы полета и учитывало только технические и технологические ограничения бортовой и наземной аппаратуры управления, с увеличением числа действующих КА и, как следствие, расширением числа международных договоренностей и ужесточением требований к организации управления полетами, в процесс управления КА и космическими системами различного назначения постепенно включаются новые международные договоры, правила и стандарты, напрямую влияющие на организацию процессов БНО управления полетами [53,95,103,104,106,107]. Как правило, данные договоры направлены на предотвращение роста техногенного засорения ОКП, и при их реализации требуется увеличение числа проводимых маневров КА и, как следствие, увеличение дополнительных расходов рабочего тела, что приводит за собой повышенные требования к точности определения орбиты, разработке моделей долгосрочного прогнозирования движения центра масс КА, расширению информационного взаимодействия с внешними потребителями и т.д. Исходя

из этого, при организации БНО управления полетами многоспутниковых космических систем необходимо будет вводить дополнительные задачи, которые будут направлены не только на обеспечение решения целевых задач, но и на соблюдение всех международных обязательств, взятых на себя Российской Федерацией в части недопущения роста техногенного засорения околоземного космического пространства.

На сегодняшний день в мире насчитывается множество организаций, занимающихся выпуском различных документов и соглашений, так или иначе связанных с управлением космическим полетом, поэтому перечислять их всех нет смысла, так как все выпускаемые ими документы носят рекомендательный характер [92]. Однако, как показал проведенный анализ, разрабатываемые в настоящее время документы, относящиеся к управлению полётами многоспутниковых космических систем (особенно иностранных) так или иначе учитывают документы, разрабатываемые в следующих основных организациях: ООН, Международный Союз Электросвязи, Международная организация по стандартизации и Межагентский комитет по космическому мусору. Основное влияние на организацию процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем оказывают следующие документы [53]:

1. Документы Организации Объединенных наций
 - 1.1. Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами.
 - 1.2. Руководящие принципы Комитета по использованию космического пространства в мирных целях по предупреждению образования космического мусора.
 - 1.3. Руководящие принципы обеспечения долгосрочной устойчивости космической деятельности.
2. Документы технического комитета 20 (воздушные и космические аппараты) международной организации по стандартизации (ИСО) [117]

2.1. Стандарты подкомитета 13 «Космические системы передачи данных и информации».

2.2. Стандарты подкомитета 14 «Космические системы и операции».

Все вышеперечисленные документы так или иначе оказывают влияние на БНО управления космических аппаратов различного целевого назначения, начиная с этапа проектирования космической техники и заканчивая ее утилизацией. В основном, международные соглашения, правила и стандарты направлены на организацию маневров уклонения, процессов организованного завершения полета КА, точности определения орбит, порядка контроля состояния КА, особенно в конце срока активного существования, порядка и формата обмена баллистической информацией и т.д. Наиболее детальные требования в части БНО управления космическим полетом КА различного целевого назначения приводятся в стандартах ИСО. С учетом необходимости соответствия международных стандартов быстроменяющейся ситуации в космической отрасли, особенно в части темпов развертывания многоспутниковых космических систем, эксперты международной организации по стандартизации вынуждены постоянно пересматривать существующие стандарты на предмет актуализации их требований. Такой формат работы позволяет постоянно иметь актуальные согласованные международные документы, которые хоть и не имеют обязательной юридической силы (если не входят в требования контрактов), но позволяют обеспечивать управление полетами КА и космическими системами в условиях постоянно растущего числа управляемых КА, функционирующих на низких околоземных орбитах. Исходя из всего вышесказанного, для лучшего понимания всех ограничений, накладываемых международными документами в практику управления космическими аппаратами различного целевого назначения, целесообразно более подробно остановиться именно на стандартах ИСО.

На рисунках 2.10 – 2.11 представлена схема стандартов рабочей группы № 3 «Эксплуатация и наземное обеспечение» и рабочей группы №7 «Космический мусор» подкомитета 14 «Космические системы и операции» комитета 20 «Воздушные и космические летательные аппараты» международной организации по стандартизации ИСО [113]. Зеленым цветом выделены стандарты, непосредственно регламентирующие вопросы организации процессов БНО управления полетами КА и космических систем различного целевого назначения.

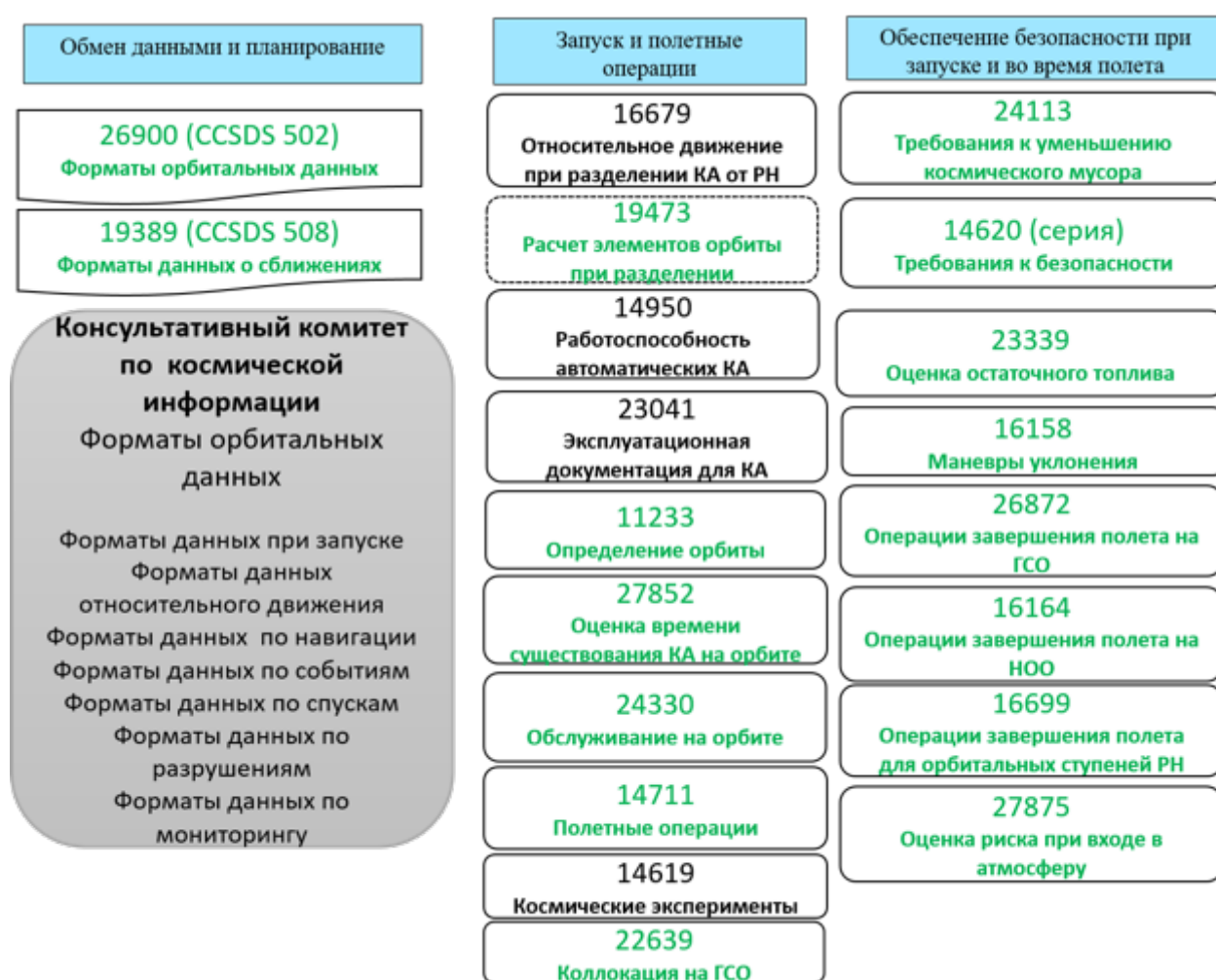


Рисунок 2.9 – Структура стандартов рабочей группы 3 подкомитета 14 ИСО – «Эксплуатация и наземное обеспечение»

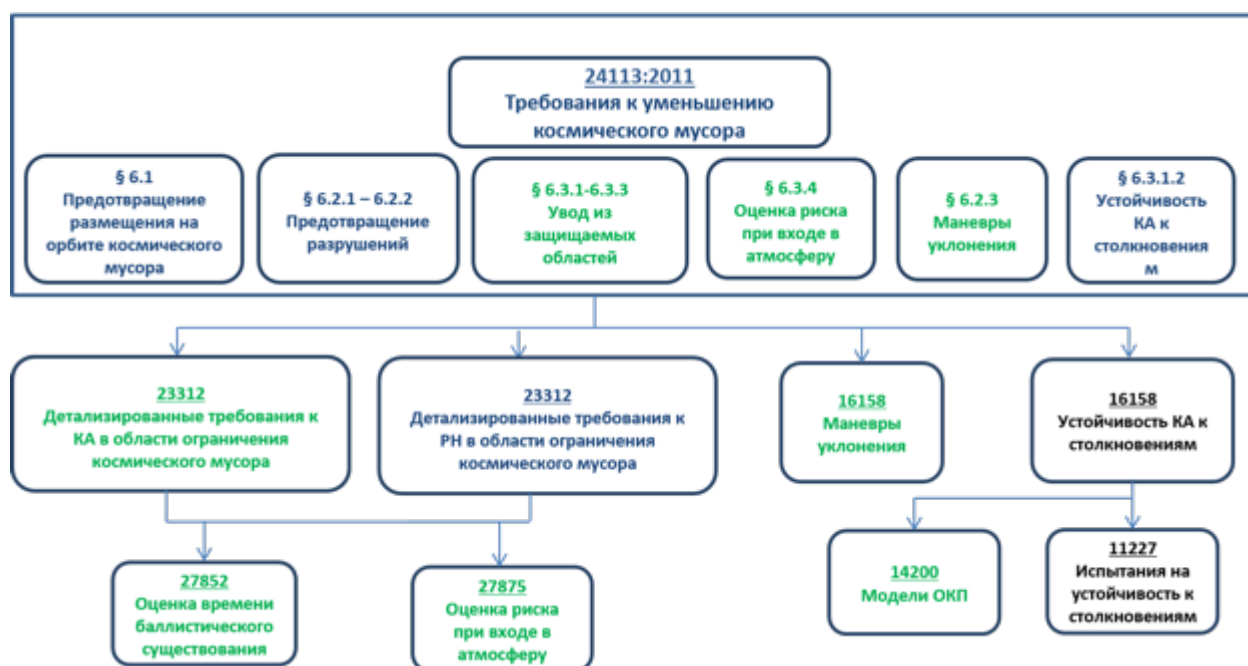


Рисунок 2.10 – Структура стандартов рабочей группы 7 подкомитета 14 ИСО – «Космический мусор»

Анализ выделенных стандартов показал, что с помощью двух тесно работающих друг с другом рабочих групп в международной организации по стандартизации для обеспечения управления полетами постоянно расширяющимися многоспутниковыми космическими системами были выделены два больших направления работы:

- разработка требований, предъявляемых к КА и космическим системам на этапах создания, эксплуатации и утилизации в целях недопущения роста космического мусора, в части возможности проведения маневров уклонения при возникновении опасных сближений, оценки возможности организованного завершения полета, как путем управляемого схода с орбиты, так и перевода на орбиту захоронения, разработки унифицированных моделей прогнозирования положения центра масс КА, точности определения орбиты КА и т.д.

- требования, предъявляемые к КА в целях обеспечения его функционирования в едином информационном пространстве с учетом необходимости взаимодействия с другими участниками космической

деятельности, в части разработки стандартных операций управления КА и космическими системами, стандартизации форматов обмена различной информацией, единых унифицированных моделей решения баллистических задач, а также контролируемых телеметрических параметров.

Опыт использования международных стандартов при управлении многоспутниковой космической системой «Starlink» показал, что для выполнения всех требований по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства, при одновременном управлении более 5000 КА в период с июня 2023 г. по ноябрь 2023 г. были проведены 24410 маневров уклонения от космического мусора, что немного меньше, чем за период с января 2023 г. по май 2023 г. (25299 маневров) [115]. Данная статистика будет использована при дальнейшем моделировании.

Анализ международных документов, правил и стандартов показал, что в настоящее время все ведущие мировые организации, регламентирующие деятельность стран в космосе, постоянно разрабатывают документы, которые позволяют не только обеспечивать управление отдельно взятыми многоспутниковыми космическими системами, но и позволяют обеспечить одновременное функционирование различных многоспутниковых космических систем, работающих по различному целевому назначению, принадлежащих различным странам, управляемым различными операторами, а также использующими различные типы орбит в едином информационном пространстве с учетом минимизации вероятности столкновения КА друг с другом и с космическим мусором. Исходя из этого, для всестороннего рассмотрения особенностей функционирования космических систем в условиях техногенного засорения ОКП при моделировании процессов БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ следует учитывать требования вышеуказанных документов, правил и стандартов.

2.4 Основные задачи БНО управления полетом многоспутниковых космических систем

Основная цель БНО управления полетом многоспутниковых космических систем может быть сформулирована как обеспечение пространственно-временного положения КА, функционирующих на различных орбитах и имеющих различные характеристики целевой аппаратуры, для безусловного решения целевых задач космической системой (поддержания целевых показателей системы).

Рассмотренные выше подходы к БНО управления российскими КС ДЗЗ и зарубежными многоспутниковыми КС позволяют сделать вывод о том, что существует несколько вариантов организации БНО управления многоспутниковыми космическими системами, а именно:

1) управление отдельным КА не предусмотрено и космическая система решает целевые задачи только за счет постоянного пополнения КА;

2) управление каждым КА в отдельности с учетом жесткого поддержания баллистической структуры, выбранной на этапе проектирования (сложность управления зависит от требований решения целевых задач, требований к точности поддержания баллистической структуры, к функционированию служебных систем, численности многоспутниковой космической системы и т.д.);

3) управление космической системой в целом с использованием:

- расчета и поддержания характеристик решения целевых задач КС (глобальность покрытия, непрерывность связи, периодичность просмотров определённой территории и т.д.) – системного эффекта от избыточности орбитальной структуры многоспутниковой космической системы,

- наличия спутникового контура управления,
- межспутниковых радио- и лазерных линий связи,
- оптимизации распределения задач между БКУ и НКУ;
- повышения уровня автономности БКУ;

- наличия бортовых средств автономной навигации.

Исходя из анализа различных попыток реализации тех или иных подходов к БНО управления многоспутниковыми системами ДЗЗ, принимая во внимание успешный опыт управления космической системой «Flock» американской компанией «Planet», а также другие исследования российских, американских, европейских и китайских специалистов, можно сделать вывод, что успешное решение задач управления полетами в целом и БНО, в частности, постоянно расширяющейся многоспутниковой космической системы возможно только с использованием комплексного подхода к организации всех процессов. Кроме того, с учетом того, что существующие и перспективные отечественные подходы не учитывают возможность использования различных типов орбит в одной космической системе, возможность использования целевой аппаратуры с различными характеристиками, а также необходимость выполнения требований по недопущению роста техногенного засорения ОКП (проведение маневров уклонения, обеспечение безопасного спуска, перевод на орбиты с ограниченным сроком активного существования и т.д.), при разработке метода БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ все перечисленные факторы должны быть учтены. Таким образом, создание новых подходов к БНО управления многоспутниковыми космическими системами, обеспечивающих сохранение и поддержание системного эффекта от избыточности числа КА в космической системе, с учетом безусловного выполнения требований к уменьшению техногенного засорения околоземного космического пространства, позволит обеспечить управление постоянно расширяющимися многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ из одного центра ограниченными ресурсами как наземных средств, так и вычислительных средств и персонала ЦУП.

Данная проблема может быть решена только при использовании комплексного подхода, подразумевающего системную декомпозицию на несколько взаимосвязанных задач:

- повышение автономности функционирования КА;
- создание единого баллистического информационного пространства;
- создание автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами;
- создание методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ (состоящей из разнородных КА) с учетом решения целевых задач системой в целом;
- унификация средств наземного комплекса управления.

Повышение автономности функционирования КА

Основными целями повышения автономности КА являются [3]:

- сокращение необходимого числа сеансов управления;
- оптимальное управление ресурсами с целью сокращения периодов пассивного полета (когда КА не решает целевые задачи);
- сокращение времени на отклик к управляемым воздействиям;
- повышение гибкости и адаптивности процессов управления в случае возникновения нештатных ситуаций, описанных в эксплуатационной документации.

С учетом этого, метод БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ для обеспечения достижения и сохранения характеристик решения целевых задач системой в целом должен учитывать динамические изменения характеристик управляемой космической системы (возникновение нештатных ситуаций, выход из строя отдельных КА, динамическое изменение числа КА в многоспутниковой космической системе вследствие выведения новых КА, либо завершения активного существования существующих КА и т.д.).

Одним из вариантов решения проблемы повышения автономности является разделение процессов планирования на две части: бортовую и наземную. На Земле процессы БНО управления полетами для космических

систем должны проходить сложный итерационный цикл, в результате которого создается недельный план, включающий циклограмму решения задач БНО управления полетами для каждого КА.

Кроме того, помимо стандартных процедур БНО управления космическим полетом (проведение сеансов измерений текущих навигационных параметров, расчет целеуказаний наземным и спутниковым средствам, расчет зон радиовидимости и т.д.) недельный план должен включать в себя прогнозные времена выдачи (с учетом баллистической обстановки) управляющих воздействий на КА с учетом выполнения целевых задач космической системой в целом.

Бортовая часть системы планирования отвечает за составление суточного плана решения задач БНО в зависимости от плана целевых операций на каждый день. КА перепланирует (при необходимости) свою программу работ в целях реализации всех запланированных целевых задач [8]. Таким образом, основная задача наземного сегмента управления состоит в контроле сохранения и прогнозировании изменения характеристик решения целевых задач системой в целом, а также мониторинге и корректировке (при необходимости) процессов выполнения отдельными КА своих собственных планов работ.

Создание единого баллистического информационного пространства

С учетом текущего развития ракетно-космической техники для оперативного решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами, состоящими из большого количества КА, функционирующих на различных типах орбит, имеющих различные источники навигационной информации и, как следствие, различную точность определения параметров движения центра масс, необходимо наличие единой моделирующей среды, способной учитывать влияние процессов управления на решение целевой задачи системой в целом, а также рассчитывать необходимые управляющие воздействия на каждый КА с учетом текущей ситуации за минимальное время. Кроме того, при возникновении ситуаций,

связанных с необходимостью маневрирования КА (в случае проведения маневров уклонения, либо поддержания системного эффекта космической системы при эволюции орбитальных параметров и при изменении состава орбитальной группировки), необходимо оперативно решать вопросы расчета и выбора оптимальной, с точки зрения затрат топлива, стратегии маневрирования. В противном же случае, решение вышеуказанных задач потребует создания распределенной системы с привлечением отдельного оператора под каждый КА, что негативно скажется на надежности и быстродействии решения задач, а также потребует привлечения значительных финансовых ресурсов для построения такой системы.

Таким образом, для обеспечения решения задач БНО управления разнородными космическими системами, особенно многоспутниковыми, необходимо иметь единое баллистическое информационное пространство, в котором возможно моделировать движение всех входящих в систему КА, а также других функционирующих и нефункционирующих КА, объектов космического мусора, орбиты которых могут пересекать орбиты КА многоспутниковой космической системы. Кроме того, на заданном интервале моделирования информационная среда должна обеспечивать адекватность математических моделей движения всех входящих в нее космических объектов. Такие задачи в настоящее время могут быть решены только наземным сегментом контура управления.

Создание автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами

Еще одной немаловажной задачей БНО управления разнородными многоспутниковыми космическими системами является необходимость создания автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами.

Вследствие того, что КА создавались в ограниченном количестве, как уникальные изделия, отсутствовала необходимость создания единой системы БНО управления полетами разнородных КА. Поэтому в настоящее время под

каждый КА или космическую систему создается уникальное программное обеспечение, предназначенное только для решения задач БНО управления полетом каждого конкретного КА либо конкретной космической системы. Для решения задач БНО управления разнородных многоспутниковых КС такой подход является нерациональным, прежде всего потому, что с кратным увеличением числа КА понадобится кратное увеличение числа рабочих мест операторов, решающих похожие задачи БНО управления полетами.

Основная задача автоматизированной системы планирования – обеспечение планирования и контроль выполнения стандартных баллистических расчетов (определение параметров движения КА, прогнозирования положения центра масс, расчет стандартной баллистической информации и т.д.) для разнородных КА и космических систем в соответствии с типовым циклом управления для каждого КА. Для формирования плана выполнения баллистических задач в виде набора заданий на расчет, исполняющихся по иерархическому принципу, используется планировщик заданий. Каждый план представляет собой список баллистических задач, которые необходимо решить в заданное время или по наступлению некоего события, определенный циклограммой полета и поступающий на вход планировщика в оговоренном формате. Каждая задача в плане может иметь «родительскую» задачу, которая должна выполняться ранее заданной, и «дочерние» задачи, которые выполняются после. Этапом, предваряющим выполнение задачи в плане, является настройка ее параметров и интервала решения. Поскольку выполнение плана происходит в автоматическом режиме, то для каждого элемента плана задаются критерии исполнения и контроля полученного решения. Выполнение всех критериев правильности и корректности полученного решения позволяет считать задачу завершенной.

За счет использования в автоматизированной системе планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами единого баллистического информационного пространства, данную систему

можно использовать для всех КА, входящих в космическую систему, в независимости от типа орбиты и состава измерительных средств.

Создание методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ (состоящей из разнородных КА) с учетом решения целевых задач системой в целом

Всякая многоспутниковая космическая система создается для реализации некоторого системного эффекта, характеризующегося целевыми показателями. Помимо общих показателей, таких как глобальность, непрерывность и оперативность [6], также выделяют и показатели целевого предназначения, например, для систем ДЗЗ – периодичность наблюдения.

Достижение заданных показателей предполагает переход от традиционных задач управления отдельным КА в полете к другому классу задач управления – управлению системой КА в целом. Реализация системного эффекта в многоспутниковой космической системе достигается за счет [50]:

- увеличения числа КА в группировке;
- создания избыточности КА.

Исходя из этого, для решения задач оперативного БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ необходимо вводить в стандартные задачи БНО дополнительные задачи по расчету возможности решения целевых задач системой в целом (расчет системного эффекта), а также задачи поддержания системного эффекта за счет проведения коррекций параметров орбиты входящих в космическую систему КА. Эти расчеты должны быть включены в суточный и недельные планы управления полетами. При управлении многоспутниковой системой глобального покрытия каждый день должны оцениваться текущие положения КА на орбите, с учетом необходимости обеспечения непрерывного покрытия земного шара. В случае управления космическими системами периодического обзора, необходимо обеспечить каждодневную оценку районов с наихудшими значениями периодичности обзора и, с учетом этого, определять перечень КА, текущие параметры орбит которых не удовлетворяют заданным параметрам

периодичности обзора, и рассчитывать необходимые параметры коррекций их орбит для обеспечения поддержания заданных характеристик с учетом всех возможных ограничений (по длительности импульса, параметрам конечной орбиты и т.д.). Таким образом, возможно будет решить задачу перехода от традиционных подходов, предполагающих жёсткое удержание баллистической структуры космической системы, к гибким методам, учитывающим возможность решения целевых задач системы в целом, что в конечном итоге приведет к существенному снижению общего количества маневров, проводимых КА.

Графическое представление схемы БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ представлено на рисунке 2.11.

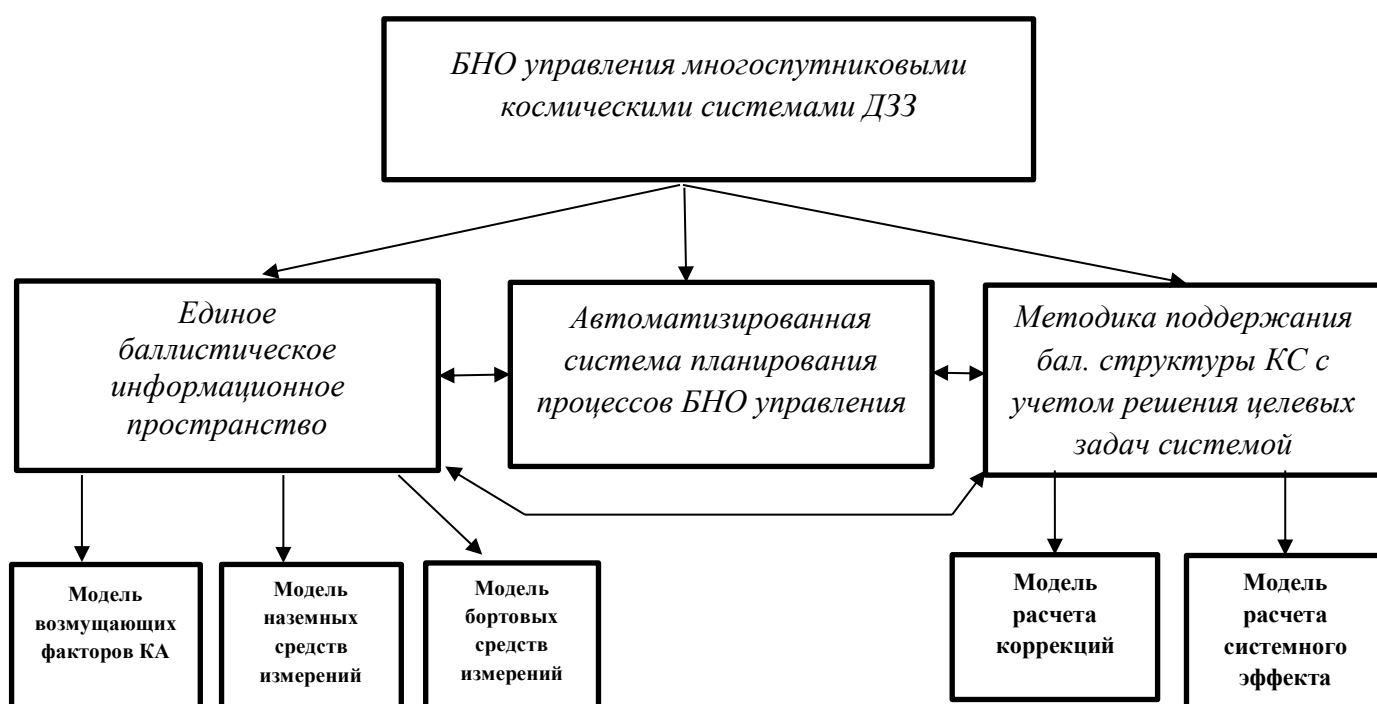


Рисунок 2.11 – Схема организации процессов БНО

Унификация средств наземного комплекса управления

Немаловажным фактором при реализации технологий БНО управления многоспутниковыми космическими системами также является необходимость создания и применения универсальных командно-измерительных систем

(УКИС), работающих в различных диапазонах частот (L, C, S, Ka, Ku, X). Актуальность создания УКИС обусловлена существующим многообразием КИС и, как следствие, неравномерностью их загрузки из-за низкой унификации, т.е. отсутствия взаимозаменяемости, что приводит к нерациональной загрузке наземных средств (рис. 2.12), а в последующем при наращивании орбитальной группировки КА приведет к невозможности реализации запланированных в ЦУП сеансов связи.

Кроме того, для обеспечения сокращения задействуемых наземных средств и повышения автоматизации КА необходимо осуществление максимального контроля выполнения бортом ТЦУ, что в современных реалиях развития технических средств возможно только с расширением использования спутникового контура управления. Внедрение УКИС позволит использовать технологию многостанционного доступа, в том числе, на спутниках-ретрансляторах для повышения глобальности и оперативности управления низкоорбитальными КА [30], а также позволит сократить необходимое число наземных станций управления за счет возможности проведения сеансов связи через один КИС с несколькими КА.



Рисунок 2.12 – Распределение сеансов связи между НС КИС

Успешная организация процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в соответствии со всеми перечисленными выше условиями позволит не только обеспечить управление многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ из одного центра ограниченными ресурсами, но и позволит реализовать совершенно новые принципы управления, основанные на оценке возможности решения целевых задач многоспутниковой космической системой в целом, с учетом возможности ее динамического расширения, а также необходимости выполнения всех ратифицированных Российской Федерацией международных соглашений без существенного увеличения наземных средств управления.

2.5 Выводы по главе 2

В главе приводится краткое описание существующих и перспективных направлений развития средств и методов управления многоспутниковыми орбитальными группировками ДЗЗ, определяющих организацию БНО управления полетами. Показаны основные подходы, используемые для организации управления единственной существующей в мире многоспутниковой космической системы ДЗЗ, состоящей из 199 КА, а именно:

- использование обширной сети наземных станций, состоящей из 18 станций НКУ в S и X диапазонах частот с 36 антеннами, расположенными в Северной Америке, Европе и Австралии;
- использование 4-х территориально разделенных групп операторов управления, расположенных в г. Сан-Франциско и в г. Берлин.

Для возможности увеличения числа управляемых КА до 1000 без существенного увеличения привлекаемых для управления ресурсов американской компанией «Planet» были предложены следующие подходы:

- автоматизация процессов управления КА;
- увеличение автономности КА;

- сокращение числа сеансов связи с КА;
- сокращение числа маневров КА;
- автоматизация процессов планирования.

Вместе с успешно реализующимися планами по развертыванию частных и государственных многоспутниковых космических систем наблюдается постоянное ускорение роста числа космических объектов в ОКП. Для обеспечения долгосрочной устойчивости космической деятельности международные организации, такие как ООН, МСЭ, ИСО и др. постоянно совершенствуют международные соглашения, правила и стандарты, направленные на недопущение роста техногенного засорения в ОКП. В большинстве своем для соблюдения всех требований международных договоров и стандартов требуется увеличение числа проводимых маневров КА (для уклонения от космических объектов и для организованного завершения активного существования), разработка моделей долгосрочного прогнозирования движения центра масс КА (для оценки времени существования в защищаемых районах на НОО и ГСО), расширение информационного взаимодействия с внешними потребителями в части унификации передаваемой баллистической информации. Данные требования будут учитываться при дальнейшем моделировании процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем с помощью предлагаемого метода.

Исходя из проведенного анализа зарубежного опыта и отечественных предложений по организации управления многоспутниковых космических систем ДЗЗ, а также анализа требований международных документов и правил были сформулированы основные принципы организации БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, которые легли в основу разрабатываемого метода:

- повышение автономности функционирования КА;

- создание единого баллистического информационного пространства;
- создание автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами;
- создание методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ (состоящей из разнородных КА) с учетом решения целевых задач системой в целом;
- унификация средств наземного комплекса управления.

Так как в настоящее время вопросам повышения автономности функционирования КА и унификации средств НКУ посвящены отдельные опытно-конструкторские работы, которые должны в скором времени завершиться, основной акцент настоящего диссертационного исследования был сделан на оставшихся трех принципах.

3. Математические основы метода БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП

3.1 Модели орбитального движения КА

Математическая модель движения КА по орбите ИСЗ в зависимости от высоты полета имеет свои составляющие [62, 91, 42]. При моделировании движения центра масс КА необходимо учитывать различные возмущающие факторы, характерные для каждой конкретной орбиты.

Движение по низким круговым орбитам описывается следующей системой дифференциальных уравнений в ГСК:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \dot{v}_x = -S_x \rho v^2 \frac{v_x}{v} + 2\omega_e v_y + \omega_e^2 x - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{x}{r} + \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{P \cdot 10^{-3}}{m} e_x, \\ \ddot{y} = \dot{v}_y = -S_x \rho v^2 \frac{v_y}{v} - 2\omega_e v_x + \omega_e^2 y - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{y}{r} + \frac{\partial R}{\partial y} + \frac{P \cdot 10^{-3}}{m} e_y, \\ \ddot{z} = \dot{v}_z = -S_x \rho v^2 \frac{v_z}{v} - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{z}{r} + \frac{\partial R}{\partial z} + \frac{P \cdot 10^{-3}}{m} e_z. \end{cases} \quad (3.1)$$

Здесь x, y, z, v_x, v_y, v_z – компоненты вектора состояния КА в ГСК;

$S_x = \frac{C_{xa} S_{mid}}{2m}$ – баллистический коэффициент КА;

C_{xa} – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления КА;

S_{mid} – площадь миделевого сечения КА;

m – масса КА, кг;

ρ – плотность атмосферы, кг/м³;

$\omega_e = 7.292115 \cdot 10^{-5}$ – угловая скорость вращения земли, рад/с;

$\mu = 398600,5$ км³/сек² – гравитационная постоянная Земли;

P – тяга ДУ КА, Н;

$\vec{e} = \|e_x, e_y, e_z\|^T$ – единичный вектор ДУ КА в ГСК;

$R = \frac{\mu_e}{r} \sum_{l=2}^8 \sum_{m=0}^l \left(\frac{a_e}{r} \right)^l P_{lm}(\sin \psi) (c_{lm} \cos m\lambda + d_{lm} \sin m\lambda)$ – пертурбационная

функция ГПЗ;

r, ψ, λ – сферические координаты КА в ГСК;

$P_{lm}(\sin \psi)$ – присоединённый полином Лежандра.

Для вычисления плотности атмосферы на разных высотах и компонентов возмущений от гравитационного потенциала Земли

используется модель поля Земли 1990-го года и соответствующие ГОСТ [12,14,15].

Движение КА по остальным орбитам можно представить в общем виде следующей системой дифференциальных уравнений в ФИСК:

$$\begin{cases} (\bar{r}_0, \bar{v}_0) = f(n); \\ \frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\mu_e \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|^3} + [W \cdot S \cdot N \cdot P]^T \frac{dR_\Sigma}{d\bar{r}} + \bar{a}_{\text{КВЛ}} + \bar{F}_T - \sum_{j=1}^2 \frac{\mu_j}{|\bar{r} - \bar{r}_j|^3} (\bar{r} + f(q_j) \cdot r_j \\ + C_R \cdot \frac{S_R}{m} \cdot P_0 \left(\frac{A}{|\bar{r} - \bar{r}_2|} \right)^2 \cdot \frac{\bar{r} - \bar{r}_2}{|\bar{r} - \bar{r}_2|} \psi \end{cases} \quad (3.2)$$

где 2-е слагаемое описывает ускорение от нецентральности гравитационного поля Земли;

P – матрица прецессии, учитывающая переход от среднего экватора и средней точки весеннего равноденствия J2000.0 к среднему экватору и средней точки равноденствия эпохи t ;

N – матрица нутации в эпоху t , учитывающая нутацию в долготе и наклоне;

S – матрица, учитывающая суточное вращение Земли;

W – матрица, учитывающая смещение мгновенного полюса Земли (в эпоху t) относительно Международного условного начала (CIO);

$\bar{a}_{\text{КВЛ}}$ – ускорение, обусловленное косвенным влиянием сжатия Земли;

\bar{F}_T – ускорение за счёт приливов океана и деформации в твёрдом теле Земли под действием приливообразующих сил, порождаемых гравитационным притяжением Луны и Солнца (учитывается путём изменения значений коэффициентов при гармониках геопотенциала).

Пятое слагаемое учитывает возмущения от Луны и Солнца.

Шестое слагаемое учитывает влияние светового давления $A=149597870,61$ км – астрономическая единица,

ψ – теневая функция.

Учет ускорения от двигательной установки

Возможны два режима моделирования орбитального манёвра:

- в импульсной постановке, например, если на КА установлен двигатель с большой тягой и необходимо промоделировать небольшой импульс, где продолжительностью работы двигательной установки можно пренебречь;

- с учетом длительной работы двигательной установки, а также ориентации и стабилизации КА.

Моделирование импульсного манёвра заключается в расчёте мгновенного приращения вектора скорости центра масс КА в заданный момент времени t^* . Для этого реализуется следующая последовательность операций:

- выполняется интерполяция вектора состояния ЦМ КА на t^* ;
- выполняется перевод вектора скорости ЦМ КА в текущую инерциальную систему координат

$$V_{\text{ИСКТ}}(t^*) = V_{\text{ГСК}}(t^*) + \begin{bmatrix} -\omega_3 y_{\text{ГСК}} \\ \omega_3 x_{\text{ГСК}} \\ 0 \end{bmatrix} \Big|_{t=t^*} \quad (3.3)$$

где ω_3 – угловая скорость вращения Земли;

- вычисляется импульсное приращение компонент вектора скорости ЦМ КА в орбитальной системе координат:

$$\Delta V_x = \Delta V \cdot \cos\vartheta \cos\psi; \quad \Delta V_y = \Delta V \cdot \sin\vartheta; \quad \Delta V_z = \Delta V \cdot \cos\vartheta \sin\psi;$$

где ΔV – заданное приращение модуля скорости ЦМ КА;

ϑ, ψ – заданные в ОСК углы тангажа и курса приращения скорости;

- вектор скорости ЦМ КА в ИСКТ с учётом ΔV :

$$V_{\text{ИСКТ}}^+(t^*) = V_{\text{ИСКТ}}(t^*) + M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ГСК}} \times \begin{bmatrix} \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

где $M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ГСК}}$ – матрица перехода из ОСК в ГСК;

- результирующий вектор скорости ЦМ КА в ГСК с учётом ΔV :

$$V_{ГСК}^+(t^*) = V_{ИСКТ}^+(t^*) - \left[\begin{array}{c} -\omega_3 y_{ГСК} \\ \omega_3 x_{ГСК} \\ 0 \end{array} \right] \Big|_{t=t^*} \quad (3.5)$$

При моделировании длительной работы двигательной установки методика расчёта модуля ускорения $a_{ДУ}$, сообщаемого центра масс КА силой тяги ДУ, зависит от количества одновременно работающих ЖРД и направления векторов их тяги относительно продольной оси КА.

В случае работа одной двигательной установки с вектором тяги направленным по продольной оси КА

$$a_{ДУ}(t) = \frac{P}{m(t)} \quad (3.6)$$

где t – текущее время;

P – тяга ДУ;

$m(t)$ – переменная масса КА:

$$m(t) = m_0 + \dot{m}(t - t_{вкл}) \quad (3.7)$$

m_0 – масса КА на момент $t_{вкл}$ включения ДУ;

\dot{m} – секундный расход топлива

$$\dot{m} = -\frac{P}{P_{уд}} \quad (3.8)$$

В случае, когда работают n ДУ, имеющие равные тяги и установленные симметрично относительно продольной оси КА. Векторы тяги ДУ направлены под установочным углом $\vartheta_{уст}$ к продольной оси. Суммарная тяга ДУ, приведенная к продольной оси, КА вычисляется следующим образом:

$$P_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n P_i \cos \vartheta_{уст} = nP \cos \vartheta_{уст};$$

где P – тяга одного ЖРД.

Секундный расход топлива \dot{m} вычисляется через приведенный к продольной оси удельный импульс тяги $P_{уд \Sigma}$:

$$P_{уд\Sigma} = P_{уд} \cos\vartheta_{уст} \quad (3.9)$$

$$\dot{m} = -\frac{P_{\Sigma}}{P_{уд\Sigma}} \quad (3.10)$$

Соотношение для расчёта $a_{ду}(t)$ в этом случае имеет вид:

$$a_{ду}(t) = \frac{P_{\Sigma}}{m(t)} \quad (3.11)$$

$m(t)$ вычисляется в соответствии с (3.7) с учётом (3.8).

Расчёт вектора ускорения от двигательной установки для случая инерциальной стабилизации КА

Для варианта стабилизации КА в инерциальной системе координат (СК) на участке работы ДУ компоненты вектора ускорения ЦМ КА $\mathbf{a}_{ду}(t)$ в предположении, что направление вектора тяги ДУ совпадает с направлением оси $X_{ССК}$ связанной СК, вычисляются как

$$\mathbf{a}_{ду}(t) = M_{ИСКТ \rightarrow ГСК}(t) \times M_{ОСК \rightarrow ИСКТ} \times M_{ССК \rightarrow ОСК} \times \begin{bmatrix} a_{ду}(t) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

где $a_{ду}(t)$ – модуль вектора реактивного ускорения, направленного по оси $X_{ССК}$;

$M_{ССК \rightarrow ОСК}$ – матрица перехода из ССК в орбитальную:

$$M_{ССК \rightarrow ОСК} = M_{ОСК \rightarrow ССК}^T \quad (3.13)$$

$M_{ОСК \rightarrow ССК}$ – матрица перехода из ОСК в ССК, вычисляемая по заданным значениям углов рыскания ψ , тангажа ϑ и крена γ :

$$M_{ОСК \rightarrow ССК} = M_3(\gamma) \times M_2(\vartheta) \times M_1(\psi) \quad (3.14)$$

$$M_1(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix}; \quad M_2(\vartheta) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta & \sin\vartheta & 0 \\ -\sin\vartheta & \cos\vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$M_3(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}.$$

$M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ИСКТ}}$ – матрица перехода из ОСК в текущую инерциальную СК (ИСКТ):

$$M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ИСКТ}} = \begin{bmatrix} e_{x1} & e_{y1} & e_{z1} \\ e_{x2} & e_{y2} & e_{z2} \\ e_{x3} & e_{y3} & e_{z3} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$e_x = [e_{x1}, e_{x2}, e_{x3}]^T, \quad e_y = [e_{y1}, e_{y2}, e_{y3}]^T, \quad e_z = [e_{z1}, e_{z2}, e_{z3}]^T \quad -$$

базисные векторы ОСК, заданные в ИСКТ:

$$e_x = \frac{r \times e_z}{|r \times e_z|}; \quad e_y = \frac{r}{r}; \quad e_z = \frac{V_a \times r}{|V_a \times r|} \quad (3.16)$$

V_a – вектор абсолютной скорости ЦМ КА:

$$V_a = \begin{bmatrix} V_x - \omega_3 y \\ V_y + \omega_3 x \\ V_z \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$r = [x, y, z]^T$; $V = [V_x, V_y, V_z]^T$ – радиус-вектор и вектор скорости (относительной) ЦМ КА в ГСК;

ω_3 – угловая скорость вращения Земли;

$M_{\text{ИСКТ} \rightarrow \text{ГСК}}$ – матрица перехода из ИСКТ в ГСК:

$$M_{\text{ИСКТ} \rightarrow \text{ГСК}} = \begin{bmatrix} \cos S & \sin S & 0 \\ -\sin S & \cos S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

$S = \omega_3(t - t_{\text{ор}})$ – часовой угол поворота Земли за интервал времени от момента построения ориентации $t_{\text{ор}}$ до текущего времени t .

Произведение матриц $M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ИСКТ}} \times M_{\text{ССК} \rightarrow \text{ОСК}}$ вычисляется один раз для момента времени $t = t_{\text{ор}}$.

Расчёт вектора ускорения от двигательной установки для случая стабилизации КА в орбитальной системе координат

Другим вариантом режима стабилизации КА на участке работы ДУ является стабилизация в ОСК. В этом случае компоненты вектора ускорения

ЦМ КА $a_{\text{ДУ}}(t)$ в ГСК при условии, что направление вектора тяги ДУ совпадает с направлением оси $X_{\text{ССК}}$ ССК, вычисляются как

$$a_{\text{ДУ}}(t) = M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ГСК}}(t) \times M_{\text{ССК} \rightarrow \text{ОСК}} \times \begin{bmatrix} a_{\text{ДУ}}(t) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

где $M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ГСК}}(t)$ – текущая матрица перехода из ОСК в ГСК, вычисляется по текущим значениям r, V с использованием тех же соотношений, что и матрица $M_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ИСКТ}}$ (3.15);

$M_{\text{ССК} \rightarrow \text{ОСК}}$ – матрица перехода из ССК в ОСК (3.13).

3.2 Модель определения параметров орбиты КА

Для решения задачи определения параметров орбиты для КА, функционирующих на различных высотах, а также имеющих различные источники навигационных измерений (рисунок 3.1), появилась необходимость создания единого алгоритма, решающего данную задачу с учетом перечисленных выше особенностей.

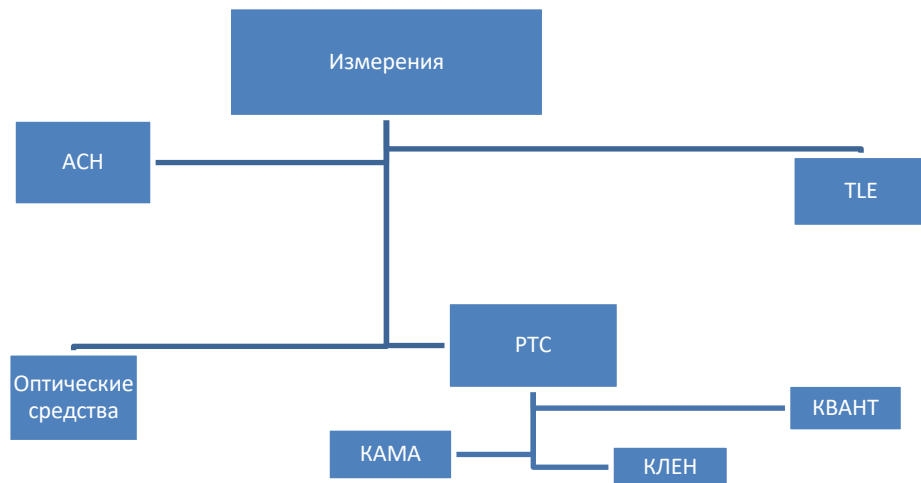


Рисунок 3.1 – Виды навигационных измерений

На первом шаге решения задачи определения орбит необходимо из каждого вида измерительной информации сформировать стандартный формат навигационной информации вида:

$$t_1, \bar{r}_1^{u3M}, \bar{v}_1^{u3M}; t_2, \bar{r}_2^{u3M}, \bar{v}_2^{u3M}; \dots; t_N, \bar{r}_N^{u3M}, \bar{v}_N^{u3M}$$

или

$$\{t_j, \bar{r}_j^{u3M}, \bar{v}_j^{u3M}\}, j=1, 2, \dots, N. \text{ Отсчет времени измерений } t_j \text{ идет от } t_0 \text{ в секундах.}$$

t_0 – время на которое заданы начальные условия в ФИСК $(t_0, \bar{r}_0, \bar{v}_0)$. Предполагается, что ошибки векторов состояния $(\sigma_{xj}, \sigma_{yj}, \sigma_{zj}, \sigma_{\dot{x}j}, \sigma_{\dot{y}j}, \sigma_{\dot{z}j})$ носят в основном случайный характер, подчиняясь многомерному нормальному закону распределения с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсией.

При заданной модели движения КА, представляемой соответствующей системой дифференциальных уравнений (см. раздел 3.1), конкретная орбита КО однозначно определяется начальными условиями движения объекта, а также некоторыми дополнительными параметрами используемой модели.

Начальные условия движения КО обычно представляются либо в виде начального вектора $t_0, \bar{r}_0, \bar{v}_0$, либо в виде набора шести оскулирующих элементов орбиты \bar{q}_0 , отнесенных к начальному моменту времени t_0 , например, $\bar{q}_0(a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, \tau_0)$, где a – большая полуось орбиты КО, e – эксцентриситет орбиты, i – наклонение орбиты, Ω – восходящий узел орбиты, ω – аргумент перигея, τ – момент прохождения КО перигея орбиты.

Задача определения (уточнения) параметров траектории КО в большинстве своих вариантов предусматривает уточнение по результатам измерений не только начальных условий, но и баллистического коэффициента S_b (для низких орбит), либо параметра светового давления α (для высокоэллиптических и геосинхронных орбит).

Следует отметить, что в случае неточного знания плотности атмосферы баллистический коэффициент S_b является согласующим параметром, отражающим изменение ее характеристик. Аналогично можно говорить о параметре светового давления α .

Метод определения (уточнения) параметров траектории КО, включающий параметры орбиты КО на начальный момент времени t_0 и коэффициент S_b либо α , основан на статистической обработке результатов измерений $\{t_j, \bar{r}_j^{изм}, \bar{v}_j^{изм}\}$ методом наименьших квадратов [91].

Согласно методу наименьших квадратов (МНК), оценки уточняемых параметров находятся путем минимизации функционала – суммы взвешенных квадратов невязок между измеренными и расчетными значениями измеренных величин. Минимизация функционала осуществляется итерационным путем, с нахождением на каждой итерации соответствующей поправки к вектору уточняемых параметров. По навигационной информации в виде пакетов измерений $\{t_j, \bar{r}_j^{изм}, \bar{v}_j^{изм}\}$, $j=1,2,\dots, N$ необходимо уточнить на момент t_0 : $\{\bar{r}_0, \bar{v}_0, P_1\}$ (где $P_1 = S_b$, либо $P_1 = \alpha$ в зависимости от высоты $h\alpha$, где $h\alpha$ – высота орбиты КО в апогее). По заданным НУ $(t_0, \bar{r}_0, \bar{v}_0)$ на заданном временном интервале $t_n \dots t_k$ ($t_0 \leq t_n \leq t_1 - 4 \cdot \Delta t$, $t_k \geq t_N + 4 \cdot \Delta t$) с шагом Δt интегрируем систему дифференциальных уравнений, описывающую модель движения КО (см. раздел 3.1) и получаем массивы:

$t_i, \bar{r}_i, \bar{v}_i, \bar{a}_i$ (координаты \bar{r}_i , вектор скорости \bar{v}_i , вектор ускорения \bar{a}_i);

$Y \left\{ \frac{\bar{Q}_i}{\bar{Q}_0} \right\}$ – матрица изохронных производных вида:

$$Y \left\{ \frac{\bar{Q}_i}{\bar{Q}_0} \right\} = \begin{pmatrix} \frac{\partial x_i}{\partial x_0} & \frac{\partial x_i}{\partial y_0} & \frac{\partial x_i}{\partial z_0} & \frac{\partial x_i}{\partial \dot{x}_0} & \frac{\partial x_i}{\partial \dot{y}_0} & \frac{\partial x_i}{\partial \dot{z}_0} \\ \frac{\partial y_i}{\partial x_0} & \frac{\partial y_i}{\partial y_0} & \frac{\partial y_i}{\partial z_0} & \frac{\partial y_i}{\partial \dot{x}_0} & \frac{\partial y_i}{\partial \dot{y}_0} & \frac{\partial y_i}{\partial \dot{z}_0} \\ \frac{\partial z_i}{\partial x_0} & \frac{\partial z_i}{\partial y_0} & \frac{\partial z_i}{\partial z_0} & \frac{\partial z_i}{\partial \dot{x}_0} & \frac{\partial z_i}{\partial \dot{y}_0} & \frac{\partial z_i}{\partial \dot{z}_0} \end{pmatrix} \quad (3.20)$$

$Y \left\{ \frac{\bar{Q}_i}{P} \right\}$ – матрица изохронных производных вида:

$$Y \left\{ \frac{\bar{Q}_i}{\bar{P}} \right\} = \begin{pmatrix} \frac{\partial x_i}{\partial P_1} & \dots & \frac{\partial x_i}{\partial P_8} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial z_i}{\partial P_1} & \dots & \frac{\partial z_i}{\partial P_8} \end{pmatrix} \quad (3.21)$$

В основе определения (уточнения) параметров траектории движения КА по навигационным измерениям лежит принцип избыточности измерений по сравнению с числом уточняемых параметров и случайный характер ошибок измерений. В этом случае, определение параметров траектории КО сводится к итерационному процессу

$$\bar{Q}_{(t_0)}^{(K)} = \bar{Q}_0 = \bar{Q}_{(t_0)}^{(0)} + \sum_{s=1}^K \alpha \cdot \Delta \bar{Q}^{(s)}, \quad (3.22)$$

где α - масштабный коэффициент, позволяющий управлять процессом сходимости ($0 < \alpha \leq 1$),

$$\Delta \bar{Q}^{(s)} = (A^T \cdot B^{-1} \cdot A + K_0^{-1}) \cdot (A^T \cdot B^{-1} \cdot \delta \bar{\psi}) \quad (3.23)$$

Здесь K_0 – априорная ковариационная матрица, которая играет важную роль при малом количестве измерений или, когда система уравнений МНК плохо обусловлена.

B^{-1} – диагональная весовая матрица,

$\delta \bar{\psi}$ – вектор невязок (разность измеренных и расчетных векторов).

Если исходное начальное приближение $\bar{Q}_{(t_0)}^{(0)}$ выбрано правильно, то итерационный процесс сходится, т.е.

$$\lim_{s \rightarrow \infty} \Delta \bar{Q}^{(s)} = \bar{0} \quad .$$

3.3 Модели решения задач БНО управления полетами КА (стандартная баллистическая информация)

Расчёт параметров светотеневой обстановки на орбите ИСЗ

К параметрам светотеневой обстановки на орбите относятся:

– времена входа $t_{\text{вх}}$ КА в тень Земли и выхода $t_{\text{вых}}$ из неё;

– времена достижения углом «Солнце – объект – Земля» ($\angle CO3$) величины 110° перед входом КА в тень t_{CO3110} вечер и после выхода из тени t_{CO3110} утро.

Величина $\angle CO3$ вычисляется через скалярное произведение радиус-вектора КА $\mathbf{r} = [x, y, z]^T$ в геоцентрической системе координат и единичного вектора \mathbf{e}_\odot , определяющего направление на Солнце, следующим образом:

$$\angle CO3 = \arcsin \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{e}_\odot}{r} = \arcsin \frac{z \sin \delta_\odot + \cos \delta_\odot (x \cos \beta + y \sin \beta)}{r} \quad (3.24)$$

где $\beta = \alpha_\odot - S_0 - \omega_3(t - 10800 \text{ с})$;

α_\odot – прямое восхождение Солнца;

δ_\odot – склонение Солнца;

S_0 – звёздное время на полночь по Гринвичу;

ω_3 – угловая скорость вращения Земли;

t – время от начала суток, ДМВ.

Величина S_0 вычисляется по методике, приведенной в [15]. Координаты Солнца α_\odot , δ_\odot могут вычисляться с использованием планетных эфемерид (например, DE405).

С достаточной для расчёта $\angle CO3$ точностью величины S_0 , α_\odot , δ_\odot могут вычисляться с использованием разложения Ньюкома:

$$S_0 = a_0 + a_1 d + a_2 T^2 + \cos a_3 [a_4 \sin R - a_5 \sin(2R + 2F - 2D)] \quad (3.25)$$

где $a_0 = 99,6909833^\circ$;

$a_1 = 0,985647335^\circ$;

$a_2 = 0,000387083^\circ$;

$a_3 = 23,4522944^\circ$;

$a_4 = -0,004786861^\circ$;

$a_5 = 0,000353583333^\circ$;

$R = b_0 + b_1 d + b_2 T^2$;

$F = c_0 + c_1 d + c_2 T^2$;

$$D = k_0 + k_1 d + k_2 T^2;$$

$$b_0 = 259,183275^\circ; b_1 = -0,0529539222^\circ; b_2 = 0,002078^\circ;$$

$$c_0 = 11,250889^\circ; c_1 = 13,2293504491^\circ; c_2 = -0,03211^\circ;$$

$$k_0 = 350,73746^\circ; k_1 = 12,1907492^\circ; k_2 = -0,0014351915^\circ;$$

$$\alpha_\odot = \text{Arctg}\left(\sin\lambda_0 \frac{\cos\varepsilon_0}{\cos\lambda_0}\right) + (0,061164 \cdot 15 \cdot \Delta\psi)'' - 20,496'' \quad (3.26)$$

$$\text{sign}(\cos\alpha_\odot) = \text{sign}(\cos\lambda_0) \quad (3.27)$$

$$\delta_\odot = \arctg\left[\sin\lambda_0 \frac{\sin\varepsilon_0}{(\cos^2\lambda_0 + \sin^2\lambda_0 \cos^2\varepsilon_0)^{1/2}}\right] - 20,496'' \sin\varepsilon_0 \cos\alpha_\odot \quad (4.5)$$

$$\text{где } \lambda_0 = \bar{\lambda} + 2l_0 \sin(\bar{\lambda} - h) + \frac{5}{4}l_0^2 \sin 2(\bar{\lambda} - h);$$

$$\Delta\psi = -17,23 \sin R;$$

$$\bar{\lambda} = 279^\circ 41' 48,04'' + 129602768,13''T + 1,089''T^2;$$

$$h = 281^\circ 13' 15,0'' + 6189,03''T + 1,63''T^2 + 0,012''T^3;$$

$$R = 259^\circ 10' 59,79'' - 1934^\circ 08' 31,23''T + 7,48''T^2 + 0,008''T^3;$$

$$\varepsilon_0 = 23^\circ 27' 08,26'' - 46,845''T - 0,0059''T^2 + 0,00181''T^3 + 9,21'' \cos R;$$

$$l_0 = 0,01675104 - 0,418 \cdot 10^{-4}T - 0,126 \cdot 10^{-6}T^2;$$

d – количество суток от 12^h гринвичского времени 1 января 1900 г. до 0^h текущей даты;

$$T = d/36525.$$

Величины $t_{\text{CO3110 вечер}}, t_{\text{CO3110 утро}}, t_{\text{вх}}, t_{\text{вых}}$ вычисляются в процессе численного интегрирования уравнений орбитального движения КА.

$t_{\text{CO3110 вечер}}, t_{\text{CO3110 утро}}$ соответствуют моментам достижения $\angle\text{CO3}$ (3.24) значений 110° для случаев $\angle\dot{\text{CO3}} < 0$ и $\angle\dot{\text{CO3}} > 0$ и вычисляются с помощью линейной интерполяции.

Пороговое значение $\angle\text{CO3}$ для расчёта $t_{\text{вх}}, t_{\text{вых}}$ вычисляется с учётом атмосферной рефракции солнечного света:

$$\angle\text{CO3}^* \approx \arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + h}\right) + \delta_{\text{реф}};$$

где R_3 – радиус общеземного эллипсоида для подспутниковой точки;

h – текущая высота полёта КА;

$\delta_{\text{реф}} \approx -1,1^\circ$ – рефракционная поправка.

В общем случае величина $\angle \text{C03}^*$ является функцией времени, поэтому величины $t_{\text{вх}}, t_{\text{вых}}$ целесообразно вычислять путём совместного решения уравнений

$$\angle \text{C03} = \angle \text{C03}(t);$$

$$\angle \text{C03}^* = \angle \text{C03}^*(t).$$

Для этого могут применяться параболические зависимости $\angle \text{C03}(t)$ и $\angle \text{C03}^*(t)$, определяемые на трёх последних шагах численного интегрирования уравнений движения КА.

Следует отметить, что наличие и продолжительность теневого участка на конкретном витке полёта КА определяются параметрами орбиты и текущим положением Солнца относительно её плоскости.

Параметры светотеневой обстановки необходимы для планирования операций, выполняемых в процессе полёта КА. Так, величины $t_{\text{C03110}} \text{ вечер}, t_{\text{C03110}} \text{ утро}, t_{\text{вх}}, t_{\text{вых}}$ содержатся в стандартных баллистических формах, используемых при обеспечении управления полетами.

Расчёт параметров зон радиовидимости и целеуказаний для наземных командно-измерительных станций

В состав параметров, описывающих положение КА относительно наземной командно-измерительной станции (КИС) в топоцентрической системе координат, входят:

- дальность D по линии визирования «КИС – КА»;
- угол места γ , представляющий собой угол возвышения линии визирования над плоскостью местного горизонта;

– угол азимута A линии визирования, отсчитываемый в плоскости местного горизонта от направления местного меридиана до проекции линии визирования на плоскость местного горизонта.

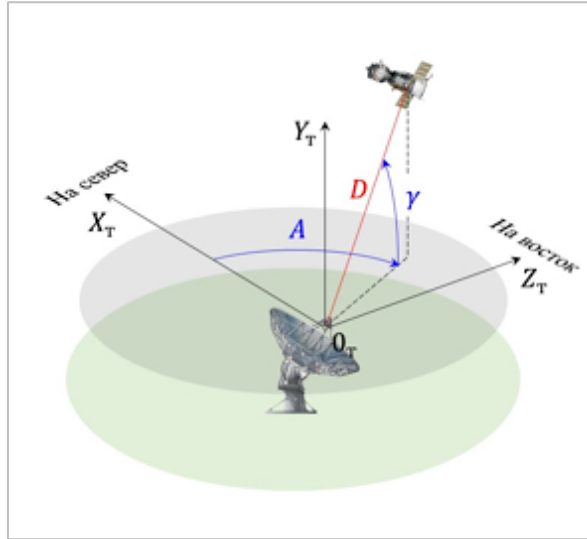


Рисунок 3.2 – Параметры целеуказаний на наземные станции

Соотношения для расчёта D, A, γ имеют вид:

$$D = \sqrt{x_{\text{ТСК}}^2 + y_{\text{ТСК}}^2 + z_{\text{ТСК}}^2} ;$$

$$\sin A = \frac{z_{\text{ТСК}}}{\sqrt{x_{\text{ТСК}}^2 + z_{\text{ТСК}}^2}} ; \quad \cos A = \frac{x_{\text{ТСК}}}{\sqrt{x_{\text{ТСК}}^2 + z_{\text{ТСК}}^2}} ;$$

$$\gamma = \arctg \frac{y_{\text{ТСК}}}{\sqrt{x_{\text{ТСК}}^2 + z_{\text{ТСК}}^2}} .$$

Условием видимости КА с КИС является $\gamma \geq 0^\circ$.

С учётом возможных помех связи с КА от особенностей рельефа местности, наличия деревьев, сооружений и т.п. принимается, что устойчивая работа КИС обеспечивается в случае

$$\gamma \geq \gamma_0 .$$

Величина $\gamma_0 > 0$ может выбираться в зависимости от характеристик конкретного средства слежения и характеристик местности, на которой оно расположено. Так, для российских КИС, используемых для управления КА и космическими системами различного целевого назначения, $\gamma_0 = 7^\circ$

Расчётными параметрами зоны видимости (зоны радиовидимости, ЗРВ) КА для НС КИС являются:

- время начала 0-градусной ЗРВ $t_{\text{нач } 0^\circ}$, соответствующее $\gamma = 0^\circ, \dot{\gamma} > 0$;
- время начала 7-градусной ЗРВ $t_{\text{нач } 7^\circ}$, соответствующее $\gamma = 7^\circ, \dot{\gamma} > 0$;
- время достижения максимального угла места $t_{\gamma_{\text{max}}}$ и его величина γ_{max} ;
- время окончания 7-градусной ЗРВ $t_{\text{кон } 7^\circ}$, соответствующее $\gamma = 7^\circ, \dot{\gamma} < 0$;
- время окончания 0-градусной ЗРВ $t_{\text{кон } 0^\circ}$, соответствующее $\gamma = 0^\circ, \dot{\gamma} < 0$.

Расчёт параметров ЗРВ для орбитального участка полёта КА может выполняться в процессе численного интегрирования уравнений движения (разд. 3.1.1). Для вычисления $t_{\text{нач } 0^\circ}$, $t_{\text{нач } 7^\circ}$, $t_{\text{кон } 7^\circ}$, $t_{\text{кон } 0^\circ}$ удобно использовать параболическую интерполяцию, $t_{\gamma_{\text{max}}}$ и γ_{max} соответствуют экстремуму параболы $\gamma(t)$, определённой на трёх последовательных точках орбиты $i - 2$, $i - 1$, i .

Для управления антенной КИС могут требоваться данные о расчётных зависимостях угла места и азимута КА от времени. Такие данные называются целеуказаниями (ЦУ). Расчёт значений γ , A , а также D с заданным шагом ЦУ по времени выполняется с использованием параболической интерполяции и передается в КИС по средствам стандартной формы обмена.

Модель расчета начальных и конечных моментов времени видимости между КА (межспутниковая связь, ретрансляция)

Для расчета начальных и конечных моментов времени видимости между КА моделируется движение первого и второго КА в гринвичской системе координат на указанный временной интервал с заданным шагом по

времени. Начало и конец зоны видимости между КА определяются при решении задачи пересечения эллипсоида и прямой (рис. 3.3).

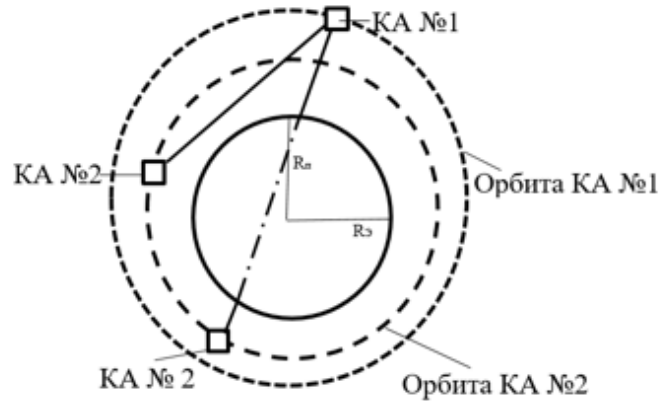


Рисунок 3.3 – Геометрическая интерпретация расчета ЗРВ между КА

Под прямой подразумевается вектор, который направлен из центра масс первого КА в центр масс второго. Под эллипсоидом подразумевается форма Земли. Задача пересечения эллипсоида и прямой сводится к решению системы уравнений с тремя переменными (x, y, z). Уравнение эллипсоида

имеет вид: $\frac{x^2}{R_э^2} + \frac{y^2}{R_э^2} + \frac{z^2}{R_п^2} = 1$, где $R_э$ – экваториальный радиус Земли, $R_п$ –

полярный радиус Земли. Уравнение прямой записывается как: $\frac{x-x_1}{x_2-x_1} =$

$\frac{y-y_1}{y_2-y_1} = \frac{z-z_1}{z_2-z_1}$, где x_1, y_1, z_1 – координаты первого КА, x_2, y_2, z_2 – координаты

второго КА. Путем несложных преобразований система уравнений сводится к квадратному уравнению, нахождению дискриминанта и его производной.

При смене знака дискриминанта (или смене знака его производной) на текущем (D_i, D_i') и предыдущем шаге (D_{i-1}, D_{i-1}') производится интерполяция параметров движения КА на момент времени, соответствующий нулевым значениям, и определяются начальные и конечные моменты времени видимости между КА. При условии $D_{i-1} > 0, D_i < 0$ наблюдается вход одного КА в зону видимости другого КА. Выход из зоны видимости соответствует условию $D_{i-1} < 0, D_i > 0$.

3.4 Модель планирования процессов БНО управления полетами космических систем

С целью определения времени выполнения баллистических расчетов для обеспечения управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, выявления негативно влияющих факторов на оперативность выполнения планов решения задач БНО управления полётами, оценки качества плана проведения баллистических расчетов, а также оценки эффекта от мероприятий, направленных на парирование воздействия негативных факторов на характеристики планирования, были разработаны соответствующие модели (рис. 3.4).



Рисунок 3.4 – Модели оценки характеристик оперативности планирования и качества плана выполнения задач БНО управления полетами

Функциональная и математическая модель выполнения ТЦП позволяют производить создание и настройку параметров циклов планирования, накопление статистических данных по их исполнению и, на основе их анализа,

получение временных характеристик выполнения (операций) ТЦП, в том числе, оперативности планирования.

Имитационная модель формирования плана проведения баллистических расчетов для обеспечения управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, в свою очередь, передает в функциональную модель временные параметры разработки плана, разработанные для исходных данных, определенных в блоке генерации исходных данных, а также на выходе выдает характеристики сформированного плана, отражающие качество плана (в общей постановке качество плана определяется полнотой удовлетворения требований секторов управления КА на проведение сеанса связи (СС) при рациональном расходовании ресурса технических средств НАКУ) (3.4.1).

$$\bar{Y}(u) = \bar{f}(q(u), C(u), T(u)), \quad (3.28)$$

где u – выбранная стратегия управления; $q(u)$ – показатель, характеризующий степень выполнения цели управления; $C(u)$ – показатель, характеризующий степень задействования ресурсов; $T(u)$ – показатель, характеризующий затраченное время.

Для формальной записи задачи с учетом сделанных предположений введем следующие обозначения:

$T = \{1, \dots, T\}$ – множество единичных отрезков периода планирования. Отрезок, соответствующий номеру $t \in T$, будем называть t -м отрезком.

$I = \{1, \dots, m\}$ – множество образцов специального математического обеспечения для решения баллистических задач обеспечения управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ. Образец, соответствующий номеру $i \in I$, будем называть i -м образцом.

$J = \{1, \dots, n\}$ – множество разновидностей работ, образующих область применения службы БНО. Разновидность работ, соответствующая номеру $j \in J$, будем называть j -й разновидностью.

Пусть

l_i – длительность этапа разработки i -го образца;

φ_{jt} – количество единичных работ j -й разновидности, предлагаемых к выполнению на t -м отрезке времени;

f_{jt} – коэффициент важности выполнения работы j -й разновидности на t -м отрезке;

p_{ij} – количество средств i -го образца в составе однородного наряда для выполнения единичной работы j -й разновидности;

V_{it} – ограничение сверху на возможный объем операций, производимых средствами i -го образца на t -м отрезке;

U_{it} – ограничение сверху на допустимое количество средств i -го образца в составе системы на t -м отрезке;

F_t – директивное значение оценки работоспособности системы на t -м единичном отрезке.

Введем также следующие переменные.

Переменные состава $u_{it} \geq 0$, $i \in I$, $t \in T$. Величина u_{it} равняется количеству средств i -го образца в составе системы на t -м отрезке.

Переменные пополнения состава $v_{it} \geq 0$, $i \in I$, $t \in T$. Величина v_{it} равняется количеству средств i -го образца, вводимых в состав системы на t -м отрезке.

Переменные уменьшения состава $w_{it} \geq 0$, $i \in I$, $t \in T$. Величина w_{it} равняется количеству средств i -го образца, изымаемых из состава системы на t -м отрезке.

Переменные назначения $x_{ijt} \geq 0$, $i \in I$, $j \in J$, $t \in T$. Величина x_{ijt} равняется доле работ j -й разновидности, выполняемых средствами i -го образца на t -м отрезке.

С использованием введенных обозначений задача планирования процессов БНО записывается следующим образом.

$$\min_{t \in T} \left\{ \sum_{i \in I} \sum_{j \in J} f_{jt} \varphi_{jt} x_{ijt} - F_t \right\} \quad (3.29)$$

при ограничениях

$$u_{it} = u_{it-1} + v_{it} - w_{it}, i \in I, t \in T; \quad (3.30)$$

$$u_{it} \leq U_{it}, i \in I, t \in T; \quad (3.31)$$

$$v_{it} \leq V_{it}, i \in I, t \in T; \quad (3.32)$$

$$w_{it} \leq W_{it}, i \in I, t \in T; \quad (3.33)$$

$$\sum_{i \in I} x_{ijt} \leq 1, j \in J, t \in T; \quad (3.34)$$

$$\sum_{j \in J} \varphi_{jt} p_{ij} x_{ijt} \leq u_{it}, i \in I, t \in T; \quad (3.35)$$

$$u_{it}, v_{it}, w_{it}, x_{ijt} \geq 0, i \in I, j \in J, t \in T; \quad (3.36)$$

В этой задаче целевая функция (3.29) выражает оценку работоспособности системы планирования. Соотношения (3.30) связывают составы системы на данном и предыдущем отрезках периода планирования, а неравенства (3.31) – (3.33) ограничивают соответственно состав системы, его пополнение и уменьшение. Ограничения (3.34) показывают, что работы не могут выполняться в большем объеме, чем заданный, а неравенство (3.35) означает, что на каждом отрезке можно использовать только такое количество средств, какое имеется в составе системы. Наконец, неравенство (3.36) ограничивает интегральный коэффициент по всем переменным.

3.5 Модель расчета показателей решения целевых задач космической системой ДЗЗ в целом с учетом выбранного баллистического построения

Модель расчета параметров полосы обзора многоспутниковой космической системой ДЗЗ

Всякая многоспутниковая система создается для решения поставленных целевых задач, которые можно охарактеризовать, как достижение некоторого системного эффекта от использования спутниковых систем, которые реализуют определённое баллистическое построение и который невозможно получить единичными КА. Помимо общих показателей, определяющих что такое системный эффект, таких как глобальность, непрерывность и оперативность [66], также выделяют и показатели целевого предназначения, например, для систем ДЗЗ – периодичность наблюдения.

Достижение заданных показателей предполагает переход от традиционных задач управления отдельным КА к другому классу задач управления – управлению системой КА в целом. Реализация системного эффекта в многоспутниковой космической системе достигается за счет постоянного увеличения числа КА в группировке и тем самым создания избыточности КА в орбитальной структуре. Мировой опыт управления многоспутниковыми космическими системами показывает, что с увеличением КА, входящих в многоспутниковую космическую систему, кратно возрастает число расчетов и динамических операций для поддержания заданной баллистической структуры, поэтому в настоящее время в различных ведущих космических странах разрабатываются и реализуются методы гибкой поддержки баллистической структуры, основанные на поддержании возможности решения целевых задач системой в целом. Для систем ДЗЗ такими характеристиками могут являться: обеспечение глобальности наблюдения Земли, обеспечение периодичности наблюдения определенных районов, обеспечение непрерывного покрытия определенных широт Земли и т.д. Для уменьшения количества расчетов при баллистическом проектировании многоспутниковых космических систем обычно используется метод Уолкера, который обеспечивает быстрый расчет необходимого числа КА и необходимого числа орбитальных плоскостей для решения задач ДЗЗ [22,23]. Метод Уолкера предполагает, что все спутники размещены на круговых орбитах на одинаковой высоте и с одинаковым наклоном. Диапазон широт, который может охватываться группировкой, определяется расчетным наклоном и высотой орбиты, а также плотностью распределения группировки спутников по широтам. Плотность распределения спутников на более высоких широтах намного больше, чем на более низких. Следовательно, очевидно, что непрерывное (или более частое) наблюдение территории в заданном диапазоне широт не может быть достигнуто до тех пор, пока не будет решена данная задача для территорий, размещающихся на самых южных широтах. На рисунке 3.4 схематично представлена геометрия

обзора единичным КА поверхности Земли.

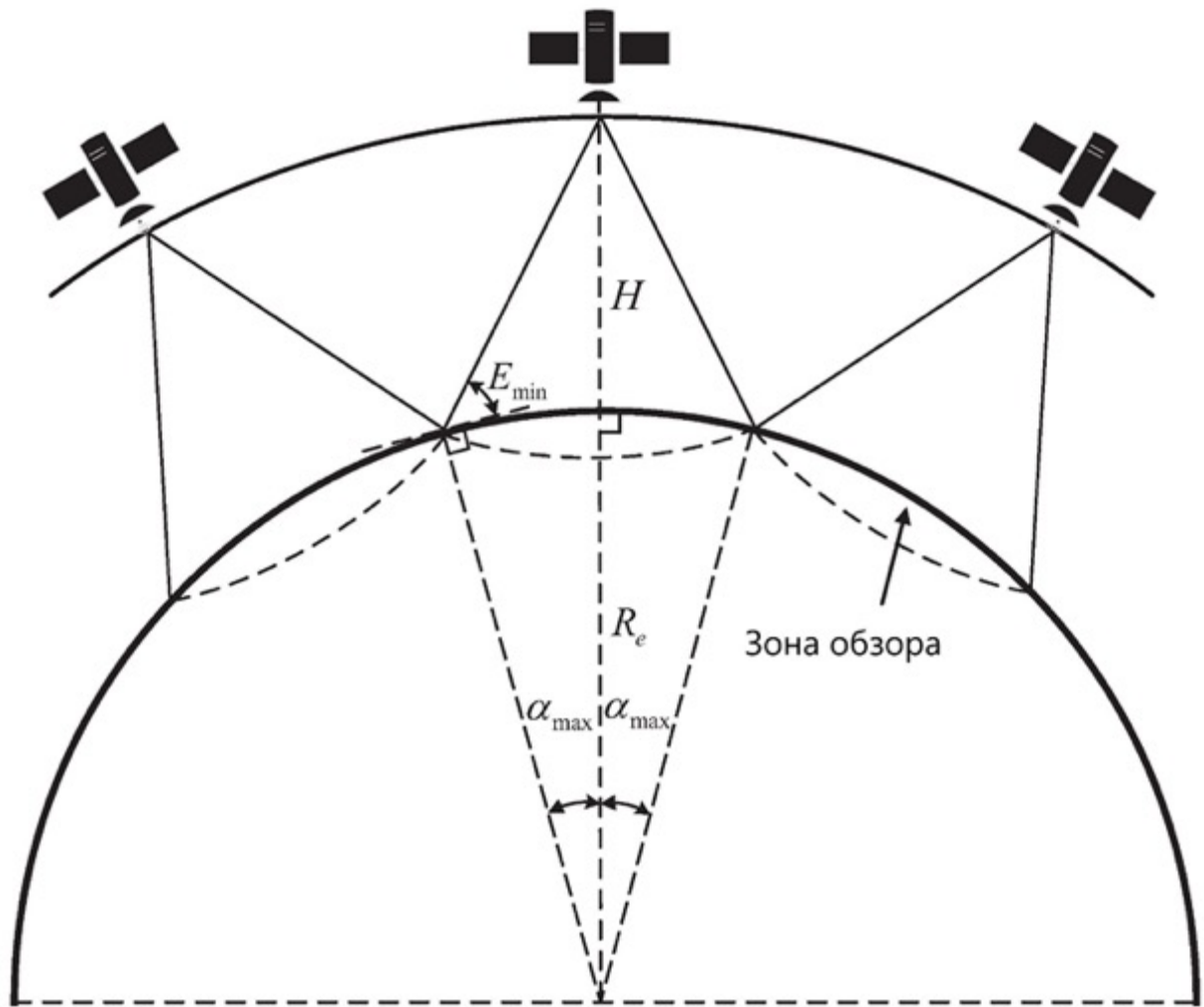


Рисунок 3.5 – Расчет зоны обзора Земли

На рисунке 3.5: α_{\max} – максимальный угол обзора, H – средняя высота КА (для круговых орбит), R_e – средний радиус Земли, E_{\min} – минимально возможный угол возвышения. Максимальный угол обзора α_{\max} определяется исходя из соотношения 3.37:

$$\alpha_{\max} = \arccos\left(\frac{R_e}{R_e + H} \cos E_{\min}\right) - E_{\min} \quad (3.37)$$

Баллистическое построение многоспутниковой космической системы ДЗЗ должно исходить из того, чтобы соседние спутники, расположенные в одной плоскости, образовывали пересекающуюся зону обзора (рис. 3.6). Таким образом, возможно построение непрерывной для одной плоскости полосы обзора, которая характеризуется шириной σ , зависящей от максимального

угла обзора КА ДЗЗ α_{\max} и геоцентрического угла между спутниками, находящимися в одной плоскости θ . Зависимость этих величин приведена в уравнении 3.38.

$$\sigma = \arccos\left(\frac{\cos 2\alpha_{\max}}{\cos \theta}\right) \quad (3.38)$$

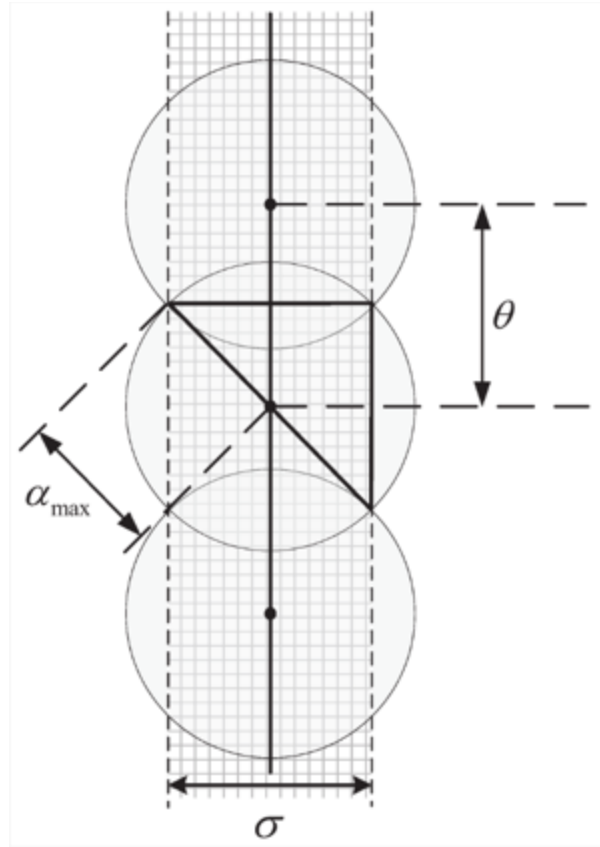


Рисунок 3.6 – Полоса обзора многоспутниковой системы ДЗЗ

Исходя из того, что большинство существующих многоспутниковых космических систем используют баллистическое построение, предполагающее использование различных плоскостей с одним наклоном, полосы обзора КА, находящихся в соседних плоскостях, могут пересекаться (рис.3.7). При этом может быть реализована съемка, как на восходящем участке, так и на нисходящем, т.е. частота покрытия конкретного района наблюдения различными спутниками в различное время может отличаться.

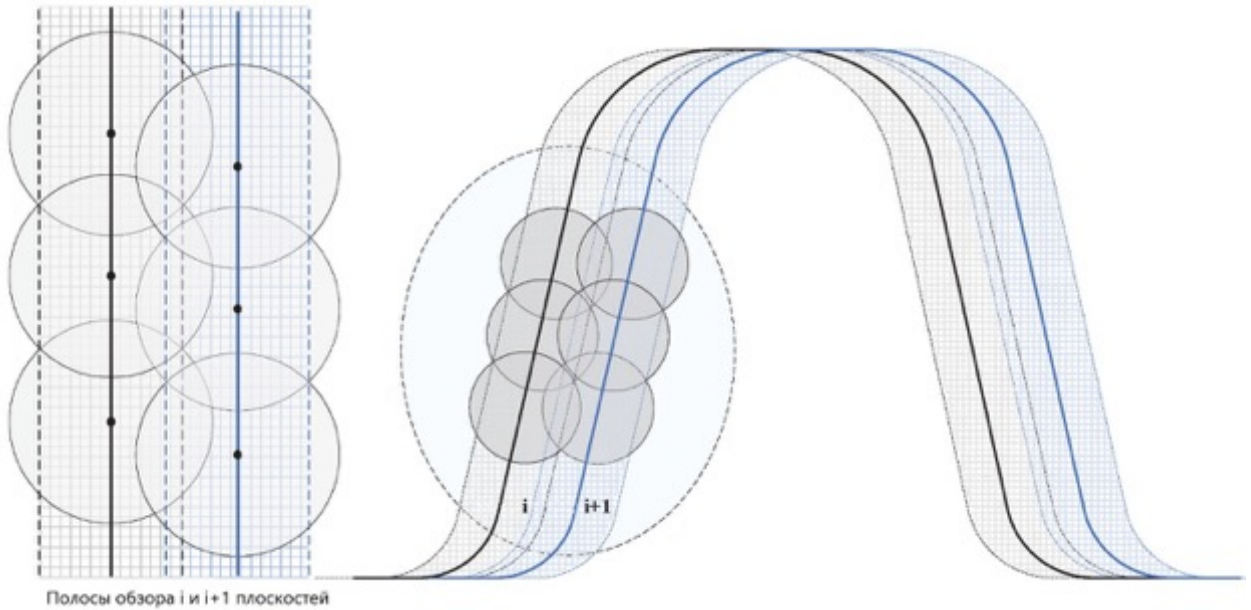


Рисунок 3.7 – Полосы обзора КА, находящихся в соседних плоскостях

В случае использования баллистического построения многоспутниковой космической системы, состоящей из N космических аппаратов, которые равномерно разделены в количестве S по P орбитальным плоскостям, геоцентрический угол между КА, расположенными в одной плоскости, можно считать, как $\theta = 2\pi/S$, то с учетом формулы 3.38 ширина обзора для одной плоскости σ будет равна:

$$\sigma = \arccos\left(\frac{\cos 2\alpha_{\max}}{\cos 2\pi/S}\right) \quad (3.39)$$

$$\text{где} \quad S \geq 2\pi/\alpha_{\max} \quad (3.40)$$

Для обеспечения перекрытия зоны обзора соседних плоскостей должно выполняться условие (3.40)

$$\sigma \geq 2\pi/P \quad (3.41)$$

Из уравнений 3.39 и 3.41 можно предположить,

$$\cos\left(\frac{2\pi}{P}\right) \cos\left(\frac{2\pi}{S}\right) \geq \cos(2\alpha_{\max}) \quad (3.42)$$

Таким образом, для удовлетворения требованиям по перекрытию зон и максимальной периодичности покрытия районов Земли баллистическое построение многоспутниковых космических систем должно удовлетворять условиям 3.40 и 3.42. В таблице 3.1 приведен краткий анализ возможности

глобального покрытия Земли существующими и перспективными многоспутниковыми космическими системами.

Таблица 3.1. Анализ существующих многоспутниковых КС

Название	Высота орбиты, км	Наклонение, град	Число плоскостей	Число КА в плоскости	Выполнение условия перекрытия зон
Starlink	550	53°	72	22	Да
	540	53.2°	72	22	Да
	570	70°	36	20	Да
	560	97.6°	6	58	Нет
	560	97.6°	4	43	Нет
GW-A59	590	85°	16	30	Нет
	600	50°	40	50	Да
	508	55°	60	60	Да
OneWeb	1120	87.9°	18	40	Да
	1150	53°	32	50	Да
	110	53.8°	32	50	Да

Модель учета возмущающих факторов при расчете полосы обзора многоспутниковой космической системы ДЗЗ

При решении задач БНО управления многоспутниковой космической системой необходимо контролировать параметры ширины полосы обзора КА, находящихся в одной плоскости, а также КА, находящихся в соседних плоскостях. С учетом возмущающих факторов зоны обзора КА, находящихся в одной плоскости, могут смещаться друг относительно друга (рис. 3.8), тем самым образуя пропуски при наблюдении земной поверхности (рис. 3.9). То же самое касается КА, находящихся в соседних плоскостях, при условии решения задачи глобального покрытия земли.

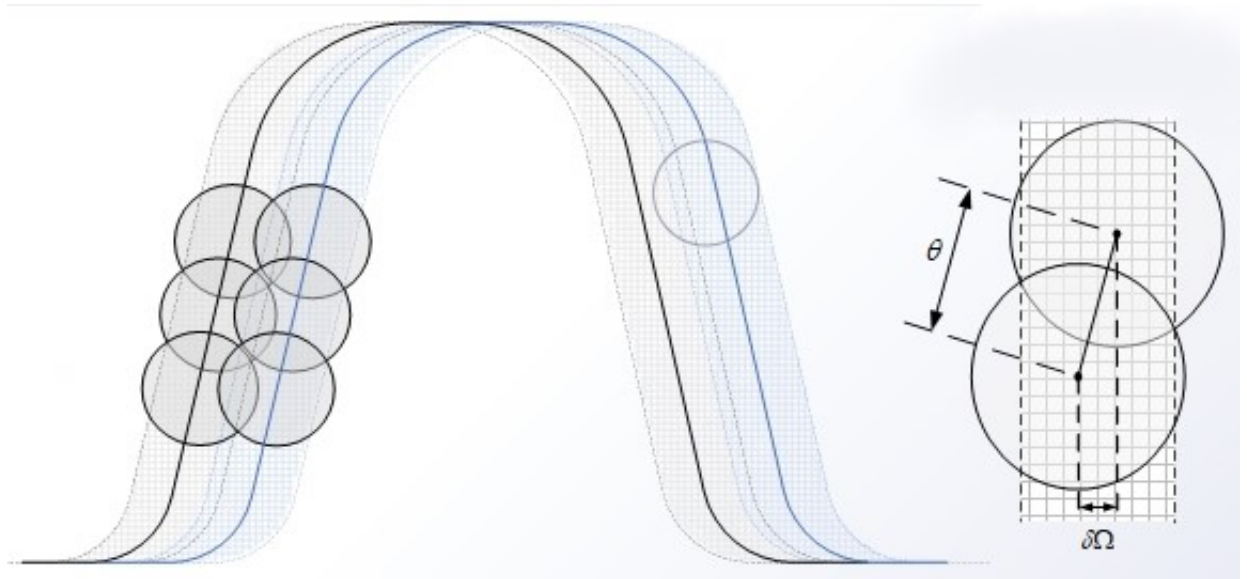


Рисунок 3.8 – Зоны обзора КА с учетом возмущений

При решении задач БНО данный фактор можно учесть, введя понятие гарантированной ширины полосы обзора космической системы - b (при возможности осуществления съемки пересекающимися полосами обзора – в противном случае b может равняться ширине полосы обзора одного КА σ , как показано на рис. 3.8). На параметры ширины полосы обзора таких КА влияют следующие факторы: погрешность ориентации КА в пространстве, изменение высоты полета, точность реализации баллистического построения КА в одной плоскости (в случае последовательной съемки), погрешности определения периода обращения КА, изменение наклона орбиты.

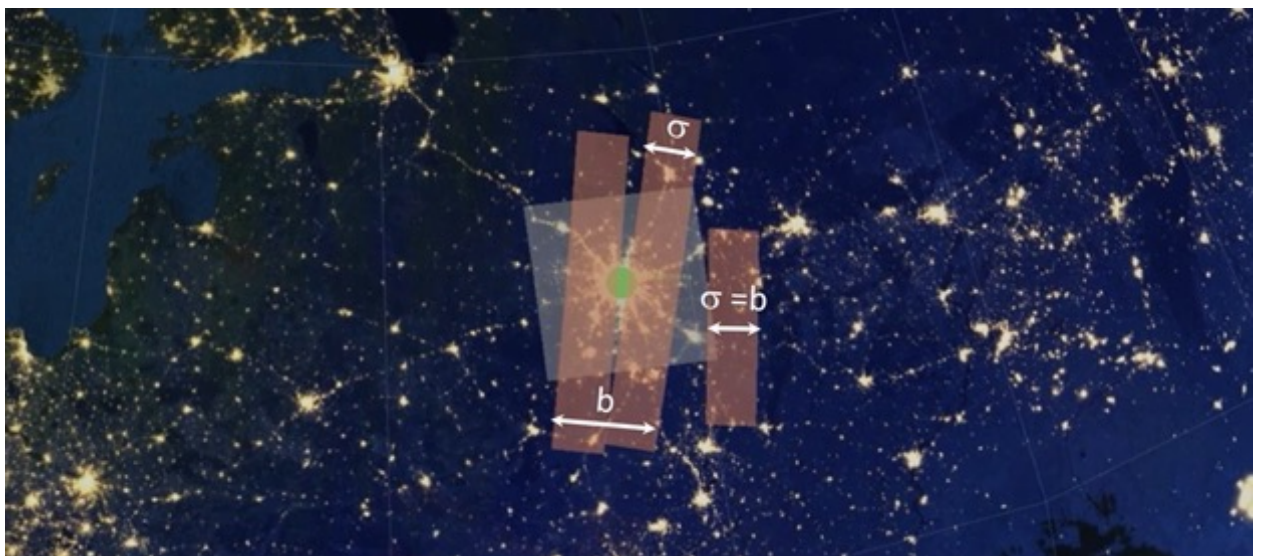


Рисунок 3.9 – Полосы обзора Земли с пропусками наблюдения

Влияние погрешности ориентации КА в пространстве можно выразить уравнением 3.43:

$$\delta b_{\alpha} = \frac{db}{d\alpha} \Delta\alpha \quad (3.43)$$

где $\frac{db}{d\alpha} = \frac{h}{\cos^2\alpha}$.

Изменение высоты полета h влияет на ширину полосы обзора, при этом учитываются два фактора:

– непосредственно изменение ширины полосы обзора, поскольку она непосредственно зависит от высоты полета КА (3.44):

$$\delta b_h = \frac{db}{dh} \Delta h \quad (3.44)$$

где $\frac{db}{dh} = \operatorname{tg}\alpha$.

– изменение периода обращения T , что в свою очередь влияет на периодичность обзора (3.45):

$$T = f(h_T);$$

$$\delta b_{hT} = \frac{db}{dh_T} \Delta h \quad (3.45)$$

где $\frac{db}{dh_T} = \frac{3\Delta\lambda \sin i}{2(R_0 + h)}$; $\Delta\lambda = (\omega_3 - \dot{\Omega})\Delta T$

Так как при проектировании баллистической структуры космической системы устанавливается определенный допуск на изменение высоты Δh , необходимо ввести суммарную вариацию ширины полосы обзора при изменении высоты полета (3.46)

$$\delta b_{h\Sigma} = \left(\frac{\delta b_{hT}}{dh} - \frac{db}{dh} \right) \Delta h \quad (3.46)$$

При формировании баллистической структуры после этапа выведения практически невозможно точно выдержать угловое расстояние между КА, из-за чего полосы покрытий могут отличаться друг от друга, как в случае наблюдения района с помощью КА, находящихся в одной плоскости, так и при повторном прохождении КА через тот же район наблюдения через некоторое время. Изменение широты полосы обзора в зависимости от баллистического построения космической системы можно записать в виде 3.47:

$$\delta b_{\varphi} = \frac{db}{d\varphi} \Delta\varphi \quad (3.47)$$

где $\Delta\varphi$ – ошибка расстановки КА в плоскости; $\frac{db}{d\varphi} = \frac{(\omega_3 - \dot{\Omega})}{\dot{\phi}} \sin i$;

Погрешности определения параметров орбиты, а в частности периода обращения КА приводят к тому, что КА из состава космической системы приходят в зону обзора либо раньше, либо позже прогнозного значения, что может вызывать разрывы наблюдения, как в случае наблюдения района с помощью КА, находящихся в одной плоскости, так и при повторном прохождении КА через тот же район наблюдения через некоторое время. Расхождение текущего значения периода обращения от номинального значения с каждым витком увеличивается, следовательно, при выходе этого значения из допустимого в эксплуатационной документации коридора требуется проведение коррекций. Влияние погрешности определения параметров орбиты на ширину зоны обзора можно записать в виде 3.48:

$$\delta b_T = \frac{db}{dT} \Delta T \quad (3.48)$$

где ΔT – ошибка определения периода обращения на одном витке

$$\frac{db}{dT} = \frac{(\omega_3 - \dot{\Omega}) \sin i \cos\left(\frac{\omega_3 - \dot{\Omega} \Delta T}{2}\right)}{\cos \frac{b}{2}} \quad (3.49)$$

Наклонение орбиты КА i может влиять на ширину полосы обзора вследствие двух факторов:

- ошибки определения наклонения орбиты после выведения КА на орбиту;
- периодическим изменением наклонения во времени (например, как показано на рисунке 3.10 для солнечно-синхронной орбиты высотой 750 км).

Ошибка определения ширины полосы обзора от наклонения может быть представлена 3.50:

$$\delta b_i = \frac{db}{di} \Delta i \quad (3.50)$$

где $\frac{db}{di} = \sigma \cos i$.

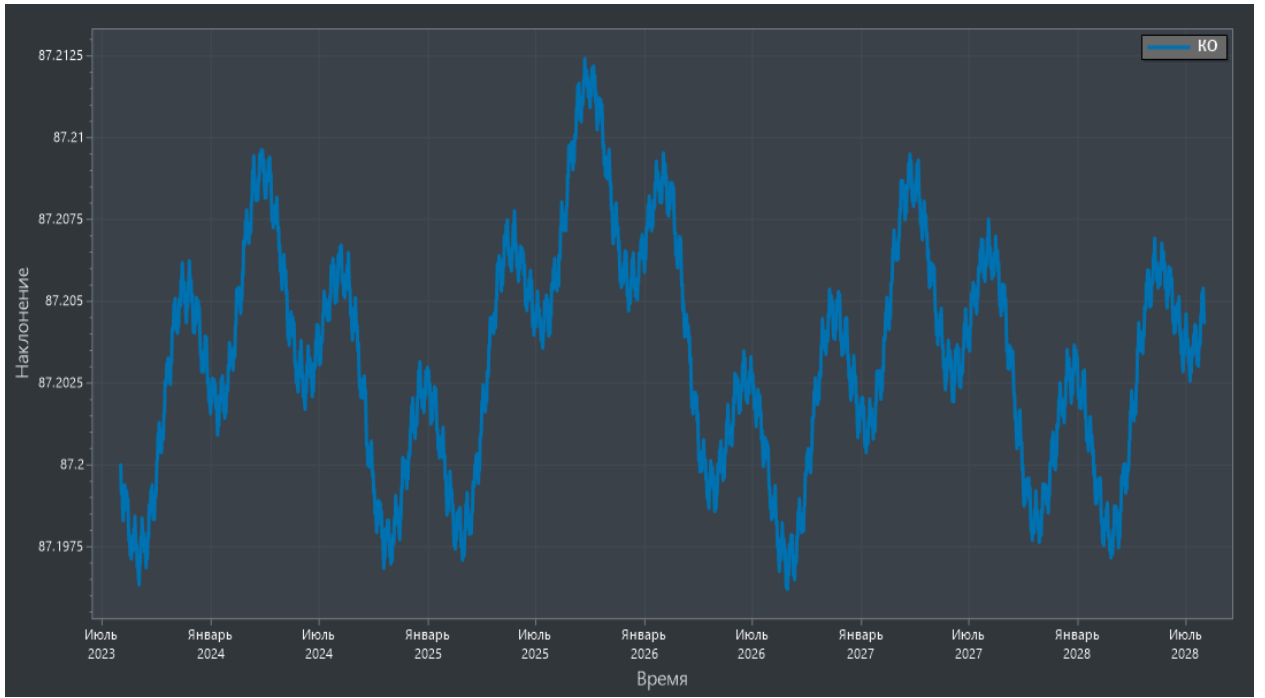


Рисунок 3.9 – Изменение наклонения орбиты КА

Выбранная ширина полосы обзора и число КА на орбите должны обеспечивать заданные условия обзора земной поверхности независимо от действия возмущающих факторов. Ширина полосы обзора КА, находящихся в одной плоскости, а также КА, находящихся в соседних плоскостях – b зависит от ряда факторов, связанных с нестационарностью параметров орбиты: $b = f(h, \Delta\varphi, T, \Delta\alpha, i)$.

Математическое ожидание изменения ширины полосы обзора в зависимости от изменений отдельных параметров имеет следующий вид (3.51):

$$\Delta b = \delta b_h + \delta b_\varphi + \delta b_T + \delta b_\alpha + \delta b_i \quad (3.51)$$

Дисперсия изменения ширины обзора (3.52):

$$D_b = \left(\frac{db}{dh}\right)^2 D_h + \left(\frac{db}{d\varphi}\right)^2 D_\varphi + \left(\frac{db}{dT}\right)^2 D_T + \left(\frac{db}{d\alpha}\right)^2 D_\alpha + \left(\frac{db}{di}\right)^2 D_i \quad (3.52)$$

где дисперсии отклонений параметров: (3.53):

$$D_h = \left(\frac{\Delta h}{3}\right)^2; D_\varphi = \left(\frac{\Delta\varphi}{3}\right)^2; D_T = \left(\frac{10\Delta t}{3}\right)^2; D_\alpha = \left(\frac{\Delta\alpha}{3}\right)^2; D_i = \left(\frac{\Delta i}{3}\right)^2 \quad (3.53)$$

Для гарантированного обеспечения заданных характеристик наблюдения земной поверхности должно выполняться следующее условие (3.54)

$$b_r = b_0 + 3\sigma_b \quad (3.54)$$

где $\sigma_b = \sqrt{D_b}$, если принят нормальный закон распределения ошибки. Если $b_{\text{тек}} < b_r$, это означает, что космической системой не выполняются условия покрытия земной поверхности. В этом случае принимаются следующие решения:

- проведение маневров поддержания того или иного параметра орбиты;
- увеличение числа КА в космической системе.

Модель расчета характеристик наблюдаемости земной поверхности многоспутниковой космической системой ДЗЗ

Далее рассмотрим варианты расчета параметров наблюдаемости земной поверхности для различных многоспутниковых космических систем ДЗЗ. Наиболее простым с точки зрения расчетов представляется учет глобальности обзора Земли при БНО управления многоспутниковыми космическими системами. Условие непрерывности и глобальности обзора Земли предполагает, что в любой момент времени любая точка земной поверхности с координатами географической долготы $\lambda \in [0, 2\pi]$ и широты $\varphi \in [-\pi/2, \pi/2]$ принадлежит полосе обзора σ_j хотя бы одного j -го спутника, а также с учетом того, что минимум перекрытия полос обзора КА в соседних плоскостях приходится на экватор. Путем численного интегрирования уравнения движения КА, входящих в многоспутниковую космическую систему, с проверкой видимости наблюдателей, находящихся на экваторе ($\lambda \in [0, 2\pi]$, $\varphi = 0$), необходимо выполнение условия

$$\forall (\lambda_i, 0) : i \in [0, 2\pi], \exists \sigma_j : j \in [0, N] \rightarrow \sigma_j(\lambda_i, 0) \neq \emptyset \quad (3.55)$$

Под периодичностью наблюдения точечной цели обычно понимается интервал между ее последовательными наблюдениями. Периодичность наблюдения является сложной, неоднозначной функцией, зависящей как от

расположения точки на поверхности Земли, так и от витка орбиты спутника. Если же речь идет о наблюдении целого района, то периодичность наблюдения можно толковать как квазислучайную величину, зависящую, с одной стороны, от конкретной точки заданного района, а с другой стороны, от интервала времени, на котором происходит наблюдение. Поэтому в качестве характеристик периодичности в этом случае могут быть использованы различные оценки, например, максимальное, минимальное или среднее значение периодичности наблюдения каждой точки или всего района на заданном интервале наблюдения; вероятность того, что периодичность наблюдения заданного района будет не ниже требуемой и т.п.

Съемка наземных объектов может совершаться в те интервалы времени, когда они находятся в зоне обзора бортовой съемочной аппаратуры КА (рис.3.10). Последовательность времени входа и выхода каждого объекта множества образует хронологически упорядоченный набор временных интервалов. Упорядочив или рассчитав по определённому правилу моменты съемки внутри каждого интервала, можно сформировать временную последовательность возможных операций съемки, которая будет использоваться для оценки различных характеристик съемки заданного района (максимальное, минимальное или среднее значение периодичности наблюдения каждой точки или всего района на заданном интервале наблюдения).

Геометрическая интерпретация формирования временных интервалов (моментов) возможной съемки наземных объектов представлена на рис. 3.10, где в плоскости географических координат показаны относительное положение КА и зона обслуживания бортовой съемочной аппаратуры КА.

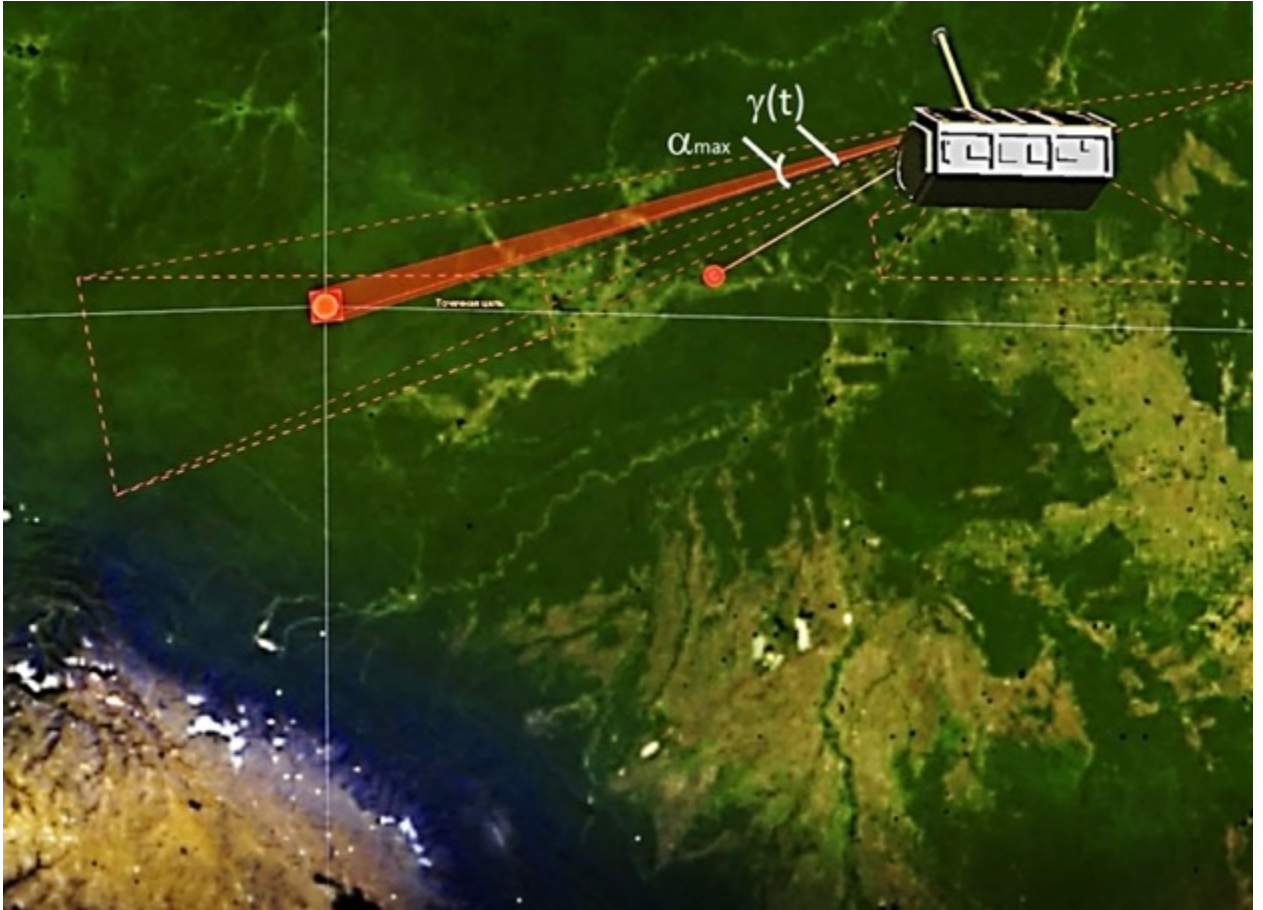


Рисунок 3.10 – Съемка объекта на поверхности Земли

Объект находится внутри зоны обзора КА с угловым радиусом α_{\max} , когда текущий геоцентрический угол $\gamma(t)$ между центром и направлением на КА удовлетворяет неравенству 3.56.

$$\alpha_{\max} \geq \gamma(t) \quad (3.56)$$

Моменты входа t_{ik1} и выхода t_{ik2} n_{ik} -го объекта в зону обслуживания i -го КА определяются из равенств 3.57:

$$\alpha_{\max} = \gamma(t_{ik1}), \alpha_{\max} = \gamma(t_{ik2}), \quad t_{ik1} \leq t_{ik2}, \quad (3.57)$$

где угловое расстояние $\gamma(t)$ вычисляется по формуле 3.5.21:

$$\gamma(t) = \arccos \frac{(\bar{r}_{\text{кад}}(t), \bar{r}_{n_{ik}})}{|\bar{r}_{\text{кад}}(t)| |\bar{r}_{n_{ik}}|} \quad (3.58)$$

где $\bar{r}_{\text{кад}}(t)$ и $\bar{r}_{n_{ik}}$ – радиусы-векторы центра кадра и n_{ik} -го объекта в декартовой гринвичской системе координат. В (3.58) координаты центра кадра

определяются через координаты $(\lambda_{КА}, \varphi_{КА})$ точки трассы и величину текущего угла визирования θ_{nik} .

Вместо формулы (3.58) угловое расстояние $\gamma(t)$ можно определять с использованием географических координат $(\lambda_{КАД}, \varphi_{КАД})$ текущего положения центра кадра КА и координат $(\lambda_{nik}, \varphi_{nik})$ центра объекта по формуле (3.59):

$$\gamma(t) = \arccos(\sin\varphi_{КАД}(t)\sin\varphi_{nik} + \cos\varphi_{КАД}(t)\cos\varphi_{nik}\cos\Delta\lambda(t)) \quad (3.59)$$

где $\Delta\lambda(t) = \lambda_{КАД}(t) - \lambda_{nik}$ - разница долгот центра кадра и объекта.

Последовательности моментов времени возможной съемки точечных объектов представляются в виде:

$$\{t_{ik}\}, i = \overline{I, i^*}, k = \overline{I, k_i^*} \quad (3.60)$$

В идеале t_{ik} определяются как множества таких моментов $t_{ik} \in (t_{ik}^1, t_{ik}^2)$, которые соответствуют минимальному углу визирования объекта

$$\theta_{ik} = \arctg\left\{\frac{R\sin\varphi_{ik}}{r_{ik} - R\cos\varphi_{ik}}\right\}, i = \overline{I, i^*}, k = \overline{I, k_i^*} \quad (3.61)$$

внутри интервала (t_{ik}^1, t_{ik}^2) покрытия объекта зоной обслуживания бортовой аппаратуры i -ого КА. Такой выбор моментов t_{ik}^1 не случаен: снимки, совершенные в эти моменты, обладают наилучшим за интервалы (t_{ik}^1, t_{ik}^2) разрешением. Угол θ_{ik} в (3.61) положителен, если земной объект расположен справа относительно направления трассы КА, и отрицателен в противном случае. Для точечного объекта вместо использования процедуры минимизации предлагается определять съемки по формуле

$$t_{ik} = \frac{t_{ik}^1 + t_{ik}^2}{2} \quad (3.62)$$

Найденные по (3.62) моменты t_{ik} записываются в последовательность (3.60).

3.6 Алгоритмы расчета орбитальных коррекций КА ДЗЗ

Целенаправленное изменение орбиты КА может быть связано как с устранением недопустимых отклонений от заданной траектории полета, возникших вследствие эволюции орбиты, так и с необходимостью проведения маневров уклонения от действующих КА или космического мусора. Для космических систем ДЗЗ важным условием является сохранение стабильности трасс КА в заданном диапазоне долгот и в заданное время пересечения восходящего узла орбиты. Стратегией поддержания стабильности трассы в заданном диапазоне долгот является корректировка драконического периода обращения на одной из границ диапазона. При этом, желательно новое значение периода обращения выбирать таким, чтобы при дальнейшем дрейфе выйти на противоположную границу диапазона и вернуться обратно. Это обеспечит максимальную длительность пассивного участка между коррекциями. Таким образом, для обеспечения постоянства трасс КА необходимо проведение коррекций высоты перигея орбиты и коррекций драконического периода обращения.

Поддержание параметров низкоорбитальной круговой орбиты

Управление высотой и трассой круговой орбиты – совокупность коррекций периода обращения КА для ликвидации атмосферного торможения и организации требуемого смещения трассы. Характерной особенностью такого возмущения является то, что оно не приводит к вековым возмущениям высоты.

Атмосферные возмущения приводят к монотонному уменьшению высоты спутников. Данный эффект достаточно трудно учесть из-за изменчивости плотности атмосферы, которая сама по себе мала, но может измениться на порядок в зависимости от уровня солнечной и геомагнитной активности. В результате такого длительного воздействия трасса орбиты может настолько сместиться от своего номинального положения, что решение целевой задачи станет невозможным.

При расчете маневра формирования периода (большой полуоси) для КА, функционирующих на НОО, время начала маневра выбирается исходя из требования сохранения околокругового характера орбиты, т.е. минимизации эксцентриситета.

Для космических систем, функционирующих на круговых орбитах с одинаковыми наклонениями и высотами, применяют управление взаимными положениями спутников вдоль орбиты и их периодами. Такое управление реализуется периодической коррекцией орбит спутников трансверсальными импульсами, величина которых вычисляется по формуле:

$$\Delta V_t = \frac{\Delta a \cdot (1 - e_0)^2}{2p_0 \cdot (1 + e_0)} \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \quad (3.63)$$

где Δa – требуемое изменение значения большой полуоси орбиты;

p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;

e_0 – эксцентриситет невозмущенной орбиты;

ΔV_t – требуемая величина маневра;

μ_e – гравитационный параметр.

Поддержание трассы полета для низкоорбитальных КА фактически сводится к коррекции времени прихода КА в некоторый восходящий узел.

При решении задачи формирования заданного эксцентриситета низкоорбитальных КА реализован расчет параметров маневра по формуле:

$$\Delta V_t = 0.5 \cdot \Delta e \cdot \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \quad (3.64)$$

где Δe – требуемое изменение значения эксцентриситета орбиты;

p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;

ΔV_t – требуемая величина маневра;

μ_e – гравитационный параметр.

При решении задачи обеспечения требуемого значения наклонения для низкоорбитальных КА используется следующий алгоритм:

Определение значения истинной аномалии в момент приложения импульса по известным эксцентриситету и аргументу перицентра.

$$\Theta = \arcsin(-e \cdot \sin(\omega)) - \omega \quad (3.65)$$

где e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров;

ω – аргумент перицентра в прицельной точке без учета маневров.

1. Расчет параметров маневра с учётом ранее определенного значения истинной аномалии, требуемого изменения наклона, фокального параметра орбиты и аргумента перицентра.

$$\Delta V_b = \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \cdot \Delta i \cdot \frac{1+e \cdot \cos(\Theta)}{\cos(\Theta + \omega)} \quad (3.66)$$

где Δi – требуемое изменение значения наклона орбиты;

p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;

ΔV_b – требуемая величина маневра;

μ_e – геоцентрическая гравитационная постоянная;

e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров;

ω – аргумент перицентра в прицельной точке без учета маневров;

Θ – оптимальная истинная аномалия орбиты.

На орбитах, высота которых не превышает 700 км, плотность атмосферы достаточно высока, что вызывает уменьшение эксцентриситета и постепенное уменьшение высоты апогея, что приводит к повышенному расходу топлива и увеличению частоты манёвров для поддержания заданной орбиты. Управление высотной стратегией будет напрямую зависеть от этапности развёртывания многоспутниковой космической системы из-за корреляции с интервалами циклов солнечной активности, напрямую влияющими на величину атмосферного торможения КА.

Поддержание баллистической структуры космической системы, размещенной на СВО, осуществляется путем удержания с помощью импульсов коррекции фактического движения каждого КА в плоскости по

аргументу широты и наклонению в пределах допустимых отклонений от требуемых значений рабочей орбиты.

Эксцентриситет орбиты влияет на параметры навигационного сигнала, поэтому его целесообразно держать в заданном диапазоне. Знание характера изменения эксцентриситета конкретного КА необходимо для формирования стратегии коррекции. Приращение характеристической скорости для изменения эксцентриситета, можно рассчитать по формуле:

$$\Delta V_t = 0.5 \frac{\Delta e \cdot V_0}{1 - e_0} \quad (3.67)$$

где Δe – требуемое изменение эксцентриситета;

e_0 – эксцентриситет невозмущенной орбиты;

V_0 – скорость КА в момент приложения импульса;

ΔV_t – требуемая величина маневра.

Подход к стабилизации аргумента перицентра в заданном диапазоне в целом аналогичен стабилизации эксцентриситета. Изменение производится также с помощью трансверсального импульса в моменты, когда истинная аномалия равна 0.5π или 1.5π . С учетом требования постоянства эксцентриситета величину приращения характеристической скорости можно определить, используя формулу:

$$\Delta V_t = 0.5 \cdot e_0 \cdot V_0 \cdot \sin \Delta \omega \quad (3.68)$$

где $\Delta \omega$ – требуемое изменение значения аргумента перицентра;

e_0 – эксцентриситет невозмущенной орбиты;

V_0 – скорость КА в момент приложения импульса;

ΔV_t – требуемая величина маневра.

Частным случаем средневысокой круговой орбиты является полярная орбита. При полёте на такой орбите больше месяца проявляется эффект прецессии, на КА действует притяжение Солнца и Луны. При этом сама орбита, а именно её наклонение, эксцентриситет и большая полуось не меняется, а меняется положение орбиты в пространстве. Для решения этой

задачи необходимо в зависимости от высоты орбиты (её большой полуоси) подобрать такое наклонение, что в результате прецессии орбита за сутки сделает полный оборот и вернёт положение с изначальными параметрами.

Поддержание параметров высокоэллиптической орбиты

Целью управления для высокоэллиптической орбиты является сохранение трассы полёта КА относительно Земли и близких к номинальным значениям орбитальных элементов: наклонения орбиты, аргумента перигея и эксцентриситета.

Корректирующие трансверсальные маневры проводятся на одной из границ географического диапазона удержания. Если нет ограничений по эксцентриситету, время исполнения маневра будет выбрано в перигее орбиты или в точке, близкой к перигею орбиты, если проведение маневра в перигее невозможно. При изменении высоты перигея с сохранением периода для высокоэллиптического КА решается задача расчета двухимпульсного маневра обеспечения заданных значений полуоси и эксцентриситета при сохранении аргумента перигея. Первый маневр прикладывается в апоцентре или в точке, близкой к апоцентру, данный маневр меняет значение полуоси и эксцентриситета. Для того, чтобы период остался неизменным, необходимо исполнить второй маневр в перицентре или точке, близкой к перицентру, если маневр в перицентре невозможен. Приращение скорости можно определить, используя формулу:

$$\Delta V_n = \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \cdot \Delta a \cdot \left(\frac{(1-e)^2}{2 \cdot p_0 \cdot (1+e)} \right) \quad (3.69)$$

где Δa – требуемое изменение значения большой полуоси орбиты;

p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;

ΔV_n – требуемая величина маневра;

μ_e – геоцентрическая гравитационная постоянная;

e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров.

Для решения задачи обеспечения требуемого значения наклонения для высокоэллиптических КА определяется значение истинной аномалии в момент приложения импульса по известным эксцентриситету и аргументу перицентра:

$$\Theta = \arcsin(-e \cdot \sin(\omega)) - \omega \quad (3.70)$$

где e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров;
 ω – аргумент перицентра в прицельной точке без учета маневров.

Приращение скорости можно определить, используя формулу:

$$\Delta V_b = \frac{1+e \cdot \cos(\Theta)}{\cos(\Theta + \omega)} \Delta i \cdot \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \quad (3.71)$$

где Δi – требуемое изменение значения наклонения орбиты;
 p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;
 ΔV_b – требуемая величина маневра;
 μ_e – геоцентрическая гравитационная постоянная;
 e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров;
 ω – аргумент перицентра в прицельной точке без учета маневров;
 Θ – оптимальная истинная аномалия орбиты.

Приращение характеристической скорости для изменения эксцентриситета можно рассчитать по формуле:

$$\Delta V_n = 0.5 \cdot \Delta e \cdot \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \quad (3.72)$$

где Δe – требуемое изменение значения эксцентриситета орбиты;
 p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;
 ΔV_n – требуемая величина маневра;
 μ_e – гравитационный параметр.

Поддержание параметров солнечно-синхронной орбиты

Данный вид орбит является одним из наиболее распространённых для многоспутниковых космических систем ДЗЗ. Солнечно-синхронная орбита

преимущественно применима для получения изображений, так как каждый раз, когда КА находится над подспутниковой точкой, угол освещения поверхности планеты под ним будет практически одинаковым. Данное обстоятельство дает ощутимые преимущества при обработке снимков, получаемых с КА, функционирующих в видимом или инфракрасном диапазоне длин волн.

Существование ССО определяется дрейфом линии узлов под действием гравитационного поля Земли. Для того, чтобы космический аппарат пролетал над одной и той же широтой земной поверхности приблизительно в одно и то же местное солнечное время, необходимо обеспечить равенство скорости прецессии орбиты и средней угловой скорости годового движения Земли вокруг Солнца, а также выбрать подходящие значения большой полуоси орбиты и ее наклона, связанные выражением:

$$a = 12352.54(-\cos(i))^{2/7} \quad (3.73)$$

где a – требуемое значение большой полуоси орбиты;

i – требуемое значение наклона орбиты.

Вследствие ошибок выведения, падения высоты орбиты из-за атмосферного сопротивления и изменения наклона из-за влияния гравитационного поля Солнца эта связь нарушается, в результате чего орбита перестает быть солнечно-синхронной.

Поддержание структуры КС осуществляется путем удержания с помощью импульсов коррекции фактического движения каждого КА в плоскости по аргументу широты и наклону в пределах допустимых отклонений от требуемых значений рабочей орбиты.

Коррекция поддержания по аргументу широты проводится, когда КА подходит к правой границе удержания, положительными трансверсальными импульсами, направленными на увеличение высоты с таким расчетом, чтобы КА не дошел до левой границы и через определенное время вернулся к правой. При проведении таких коррекций импульсы подбираются таким образом,

чтобы также держать эксцентриситет и аргумент перигея в допустимых диапазонах, следовательно, они не прикладываются в апогее и перигее орбиты.

Изменение большой полуоси орбиты:

$$\Delta a = |a - a_0| \quad (3.74)$$

где Δa – требуемое изменение значения большой полуоси орбиты;

a – требуемое значение большой полуоси орбиты;

a_0 – исходное значение большой полуоси орбиты.

Величину маневра для изменения большой полуоси можно рассчитать по формуле:

$$\Delta V_n = \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \cdot \Delta a \cdot \frac{(1-e)}{2 \cdot p_0} \quad (3.75)$$

где Δa – требуемое изменение значения большой полуоси орбиты;

p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;

ΔV_n – требуемая величина маневра;

μ_e – геоцентрическая гравитационная постоянная;

e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров.

Годовое изменение наклона орбиты ССО достигает наибольшего значения $|\dot{i}| = 0.044^\circ$ при местном солнечном времени (МСВ) в восходящем узле (ВУ) равном 3, 9, 15 и 21 часам и не имеет вековой составляющей, если МСВ в ВУ равно 0, 6, 12 и 18 часов (рис. 3.11).

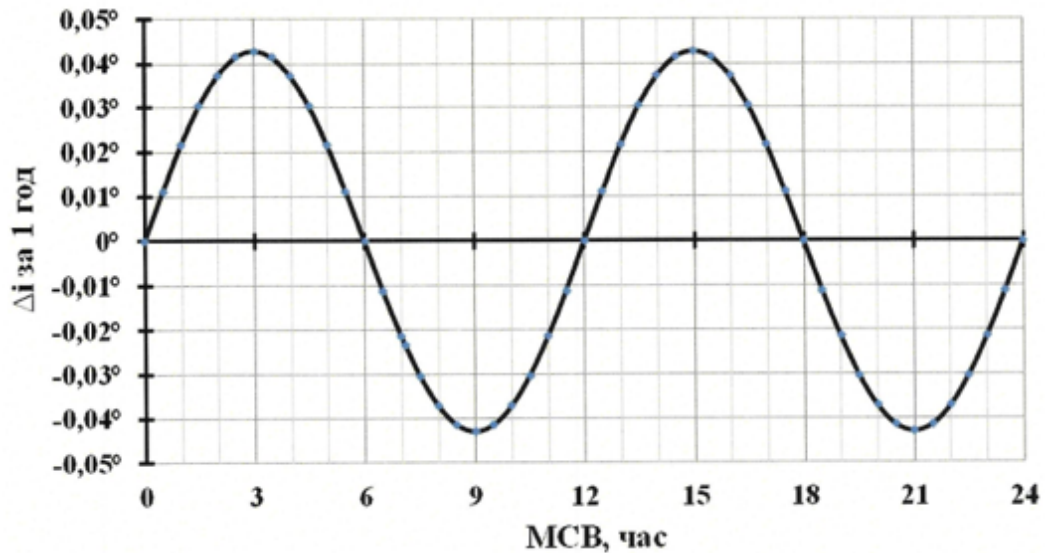


Рисунок 3.11 – Годовое изменение наклонения орбиты ССО

По известному значению требуемой большой полуоси рассчитывается требуемое значение наклонения по следующей формуле:

$$i = \arccos \left(- \left(\frac{a}{12352.54} \right)^{3.5} \right) \quad (3.76)$$

где a – требуемое значение большой полуоси орбиты;

i – требуемое значение наклонения орбиты.

Изменение наклонения орбиты: $\Delta i = |i - i_0|$, где Δi – требуемое изменение значения наклонения орбиты, i – требуемое значение наклонения орбиты, i_0 – исходное значение наклонения орбиты.

Значение оптимальной истинной аномалии (Θ) рассчитывается по формуле:

$$\Theta = \arcsin(-e \cdot \sin(\omega)) - \omega \quad (3.77)$$

где e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров;

ω – аргумент перицентра в прицельной точке без учета маневров.

Величину маневра для изменения наклонения можно рассчитать по формуле:

$$\Delta V_b = \frac{1+e \cdot \cos(\Theta)}{\cos(\Theta + \omega)} \Delta i \cdot \sqrt{\frac{\mu_e}{p_0}} \quad (3.78)$$

где Δi – требуемое изменение значения наклона орбиты;
 p_0 – фокальный параметр невозмущенной орбиты;
 ΔV_b – требуемая величина маневра;
 μ_e – геоцентрическая гравитационная постоянная;
 e – эксцентриситет в прицельной точке без учета маневров;
 ω – аргумент перицентра в прицельной точке без учета маневров;
 Θ – оптимальная истинная аномалия орбиты.

Реализация маневров перехода КА в одной плоскости из одного положения в другое осуществляется в два этапа и бывает двух видов:

1) Если требуется попасть в точку, которая находится "впереди" движения спутника

- уменьшение высоты;
- пассивный полет, при котором корабль "догоняет" прицельную точку;
- увеличение высоты с таким расчетом, чтобы КА попал в прицельную точку с требуемой точностью и высотой.

2) Если требуется попасть в точку, которая находится "сзади" движения спутника

- увеличение высоты;
- пассивный полет, при котором корабль "отстает" от прицельной точки;
- уменьшение высоты с таким расчетом, чтобы КА попал в прицельную точку с требуемой точностью и высотой.

Изменение высоты может проводиться как одним включением, так и несколькими в зависимости от характеристик двигательной установки и желаемой скорости перехода в прицельную точку.

Подходы к проведению манёвров уклонения

Уклонение от космического мусора – это преднамеренное изменение траектории КА с целью избежать столкновения. Для космического аппарата создается пространственная область в космосе, в центре которой он находится.

Если объект космического мусора попадает в это пространство, то приходит уведомление об опасном сближении, и инициируется манёвр по уклонению от объекта.

Рассчитывается вероятность столкновения. Если она оказывается больше некоторой заданной величины, то выполняется манёвр уклонения, с учётом того, что он не ставит под угрозу выполнение целевой задачи КА [63].

При подготовке к манёвру уклонения рассматриваются следующие подходы.

1) Проведение манёвра уклонения полностью или частично замещающего плановую коррекцию орбиты КА.

Ввиду того, что практически на всех КА планируется использование двигателей малой тяги, даже незначительное изменение характеристической скорости потребует времени. Для двигателей малой тяги существует ряд ограничений, одно из которых - максимальная длительность работы.

Допустим, что была запланирована плановая коррекция большой полуоси, необходимая величина манёвра равна $\Delta V_n = 0,5$ м/с, и возникает необходимость проведения манёвра уклонения величиной $\Delta V_n = 0,3$ м/с, достаточной для обеспечения безопасности КА. К примеру, для двигателя с тягой 14 мН и ограничением работы 20 минут для приращения скорости на 0,3 м/с потребуется 9 включений примерно по 20 минут. За время проведения этих включений может обновиться информация об опасном сближении, космический мусор уйдёт в неопасную для КА зону, и выполнение уклонения станет не нужным. Однако проведенные включения не потребуют компенсирующего воздействия, так как полностью или частично заменили плановую коррекцию орбиты КА. Данный подход является приоритетным, так как позволяет значительно сэкономить запас топлива КА.

2) Проведение двух манёвров, первый выполняется с целью уклонения от космического мусора, а второй возвращает КА на исходную орбиту.

В том случае, если манёвр уклонения не может полностью или частично заменить плановую коррекцию орбиты КА и запаса топлива достаточно, то в таком случае целесообразно применение второго подхода. Сначала проводится манёвр уклонения необходимой величины и направления для обеспечения безопасности КА, а после проводится компенсирующий манёвр, возвращающий параметры исходной орбиты. Время приложения и величина манёвра выбираются таким образом, чтобы после проведения данного манёвра не возникла необходимость повторного уклонения от объекта или от любого другого в заданном временном интервале. Однако нужно учитывать, что при данном подходе затраты топлива увеличиваются в два раза.

Орбитальное маневрирование с целью защиты от осколков наиболее подходит для крупных частиц более 10 см, для частиц среднего размера порядок действий зависит от их обнаруживаемости. Если они обнаружены достаточно рано, то в зависимости от вероятности столкновения и выполнения целевой задачи проводится орбитальный маневр. Слишком маленькие частицы не могут быть обнаружены, однако могут представлять реальную угрозу для КА. В данном случае для защиты от космического мусора используются защитные экраны.

Также при проведении плановых коррекций параметров орбиты КА проводится оценка вероятности опасных сближений после манёвра. Если такие имеются, то изменяются параметры плановой коррекции таким образом, чтобы снизить риски проведения после неё ещё и манёвра уклонения.

3.7 Схема взаимосвязей моделей БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ

С учетом того, что для организации процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами (рис. 2.11) необходима разработка как минимум трех составляющих: единого баллистического информационного пространства, автоматизированной системы планирования

и контроля решения задач БНО управления полетами и методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом, все методы и алгоритмы, используемые при решении задач БНО управления многоспутниковыми системами ДЗЗ, должны быть распределены по вышеуказанным составляющим. Для удобства организации взаимодействия оператора с автоматизированной системой решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, а также сокращения числа операторов целесообразно организовывать взаимодействие оператора и всех составляющих автоматизированной системы через единое окно, реализованное средствами автоматизированной системы планирования и контроля решения задач БНО управления полетами (рис. 3.12). Концептуально автоматизированная система решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами включает в себя 4 логически разделенные части: единое баллистическое информационное пространство, автоматизированная система планирования и контроля решения задач БНО управления полетами, а также подсистема решения задач БНО управления полетами и подсистема расчета и поддержания системного эффекта. Принципиальное отличие такой автоматизированной системы от классической – в возможности решения задач БНО управления полетами для различных КА, функционирующих на различных орбитах в единой системе, добавлении возможности автоматизированного планирования и контроля решения задач БНО управления полета, а также введением в оперативный контур управления задач расчета возможности решения целевых задач космической системой ДЗЗ в целом.



Рисунок 3.12 – Схема взаимосвязей моделей БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ.

Далее, по главам 4, 5, 6 будет подробно приведен анализ возможности использования существующих подходов при решении задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, анализ возможностей использования новой автоматизированной системы БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ с подробным описанием функционирования всех ее составляющих. Кроме того, на примере управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из 112 КА, функционирующих на различных орбитах, будут показаны временные рамки решения всех задач автоматизированной системой, с учетом безусловного выполнения целевых задач многоспутниковой космической системой.

3.8 Выводы по главе 3

В главе приводятся математические модели и алгоритмы, которые лежат в основе метода БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП, а именно:

- модели орбитального движения центра масс КА;
- модель определения параметров орбиты КА;

- модели решения задач БНО управления полетами КА, состоящими из: модели расчёта параметров светотеневой обстановки на орбите ИСЗ, модели расчета параметров зон радиовидимости и целеуказаний для наземных командно-измерительных станций и модели расчета начальных и конечных моментов времени видимости между КА;
- модель планирования процессов БНО управления полетами космических систем;
- модель расчета показателей решения целевых задач космической системой ДЗЗ в целом с учетом выбранного баллистического построения, состоящая из: модели расчета параметров полосы обзора многоспутниковой космической системы ДЗЗ, модели учета возмущающих факторов при расчете полосы обзора многоспутниковой космической системы ДЗЗ и модели расчета характеристик наблюдаемости земной поверхности многоспутниковой космической системой ДЗЗ;
- основные подходы к проведению орбитальных коррекций КА ДЗЗ, функционирующих на различных типах орбит.

Так как представленные модели и алгоритмы имеют сложные взаимосвязи между собой, для практической реализации предложенного метода в автоматизированной системе решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в главе представлена схема распределения вышеуказанных моделей и алгоритмов по 4-м составляющим системы: единому баллистическому информационному пространству, автоматизированной системе планирования и контроля решения задач БНО управления полетами, а также подсистеме решения задач БНО управления полетами и подсистеме расчета и поддержания системного эффекта.

4. Комплексное исследование вопросов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ

4.1 Анализ возможности применения существующих методов поддержания баллистической структуры космических систем к многоспутниковым космическим системам ДЗЗ

4.1.1. Существующие подходы поддержания баллистической структуры космических систем

К настоящему времени во всех ведущих мировых космических державах накоплен большой опыт управления космическими системами ДЗЗ, состоящими максимум из нескольких десятков КА. С учетом невозможности обеспечения глобальности покрытия Земли такими космическими системами или высокой периодичности съемки определенного района, баллистическое проектирование космических систем, состоящих из десятка КА, сводится к обеспечению съемки подстилающей поверхности Земли, которая представляет наибольший интерес в дневное время суток. При этом могут отслеживаться следующие целевые показатели: покрытие заданных районов наблюдения в определенное время, периодичность наблюдения отдельных территорий, характеристики полос обзора и т.д. При этом большое значение уделяется местному времени прохождения восходящего узла орбиты каждого КА. Как правило, КА в таких космических системах ДЗЗ функционируют на низких солнечно-синхронных орбитах и в качестве баллистического построения используют одну или несколько плоскостей с равномерным разведением КА в плоскости по долготе восходящего узла. Коррекции при таком подходе осуществляются в следующих случаях:

- на начальном этапе, для компенсации ошибок выведения КА на орбиту;
- в процессе эксплуатации при выходе параметров орбиты КА, а именно: драконического периода обращения T_k , средней высоты орбиты h_{cp} ,

эксцентриситета e , аргумента широты u , долготы восходящего узла Ω , наклона i , за заданные в эксплуатационной документации пределы;

- при необходимости проведения маневров уклонения от космического мусора;
- при организованном завершении полета КА.

Существующие подходы к проведению коррекций орбиты основаны на необходимости поддержания параметров орбиты каждого КА в жестко определенном интервале значений, заранее выбранном на стадии баллистического проектирования. В полете происходит постоянное изменение относительного положения КА и районов проведения съемок. В связи с этим, процессы управления осуществляются в соответствии с программами, формируемыми по баллистико-навигационной информации. Отличительные особенности БНО полета КА ДЗЗ обусловлены спецификой решения задач ДЗЗ, конструкцией КА и условиями функционирования, а именно:

- многократным в процессе полета маневрированием КА с целью поддержания требуемых параметров орбиты или перехода на заданную орбиту или трассу, проходящую над районами зондирования;
- многократным пространственным наведением оптической оси целевой аппаратуры на цели;
- изменением ориентации панелей солнечных батарей и антенного устройства на каждом витке полета;
- полетом в диапазоне высот с ощутимым влиянием на движение КА аэродинамических сил;
- изменением массы КА в связи с расходом топлива двигательной установки (ДУ).

К основным возмущениям типовых орбит КА ОГ ДЗЗ относятся: долгопериодические возмущения гринвичской долготы восходящего узла, вековые возмущения эксцентриситета, аргумента перигея и наклона.

Таким образом, задача оперативного управления баллистической структуры КС ДЗЗ сводится к нахождению интервала времени коррекции, величины и направления приращения скорости с целью максимизации времени пребывания заданного параметра (драконического периода обращения T_k , высоты перигея h_π , эксцентриситета e , аргумента перигея ω , долготы восходящего узла Ω) в заданных интервалах.

С учетом того, что перспективные многоспутниковые КС ДЗЗ будут включать в себя КА, функционирующие на различных орбитах, далее приведены графики эволюции основных элементов орбиты для каждого типа рассматриваемых орбит.

1. Низкая круговая орбита НКО ($h_{cp} = 750$ км)

Исходные данные:

- средняя высота орбиты – 750 км;
- наклонение орбиты – 87.2° .

Как видно из рис.4.1-4.4 для данного типа орбиты эволюция большой полуоси и наклонения не критична, поэтому в случае отсутствия достаточно жестких границ удержания по высоте будут требоваться лишь коррекции поддержания взаимных положений КА.

На рисунках 4.1-4.4 отображена эволюция элементов орбиты на пятилетнем интервале:

- большая полуось уменьшается на 90 метров;
- амплитуда колебаний наклонения не превышает 0.0175° ($1'$);
- амплитуда колебаний эксцентриситета не превышает 0.0001° ;
- амплитуда колебаний аргумента перигея не превышает 3.5° .

Необходимость проведения коррекций поддержания определяется требованиями к точности поддержания заданных параметров.

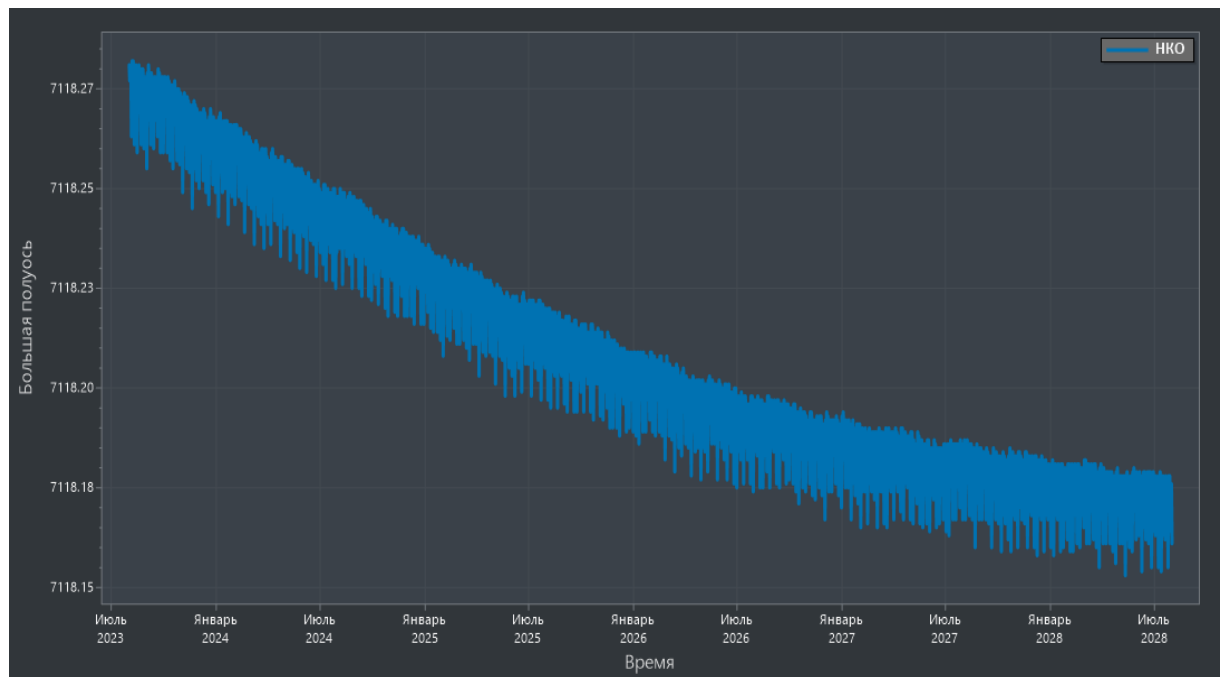


Рисунок 4.1 – Изменение большой полуоси

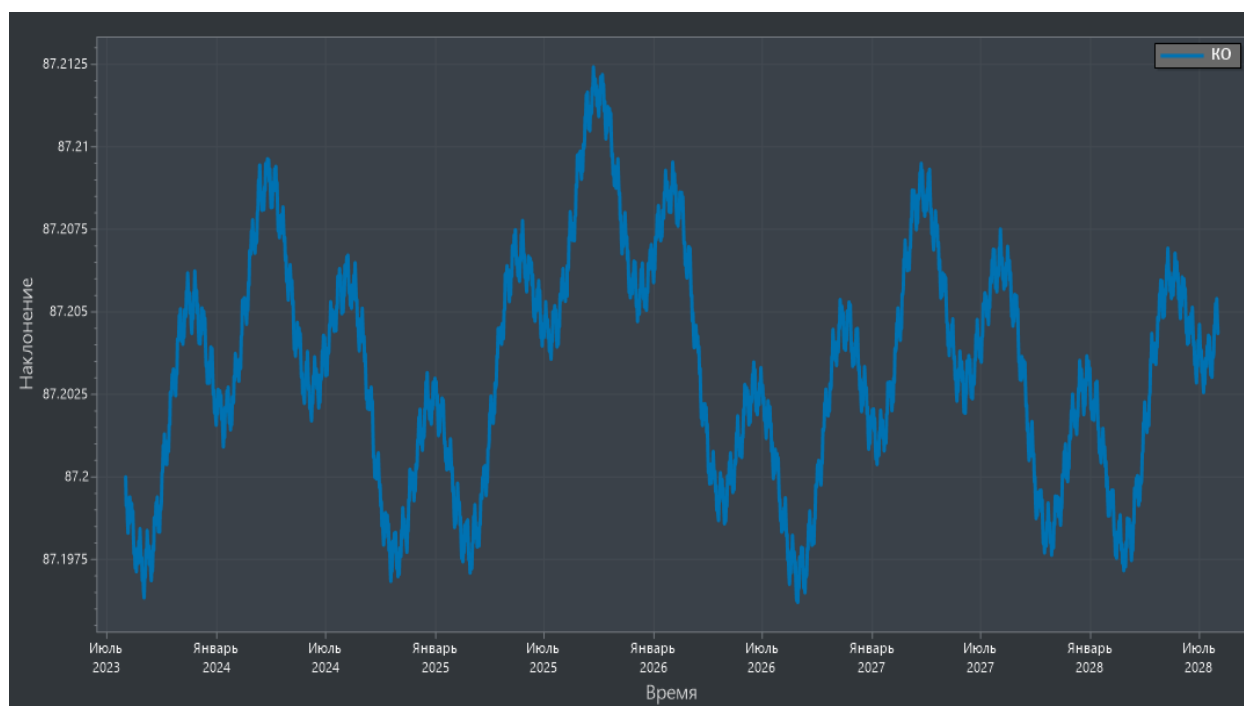


Рисунок 4.2 – Изменение наклонения

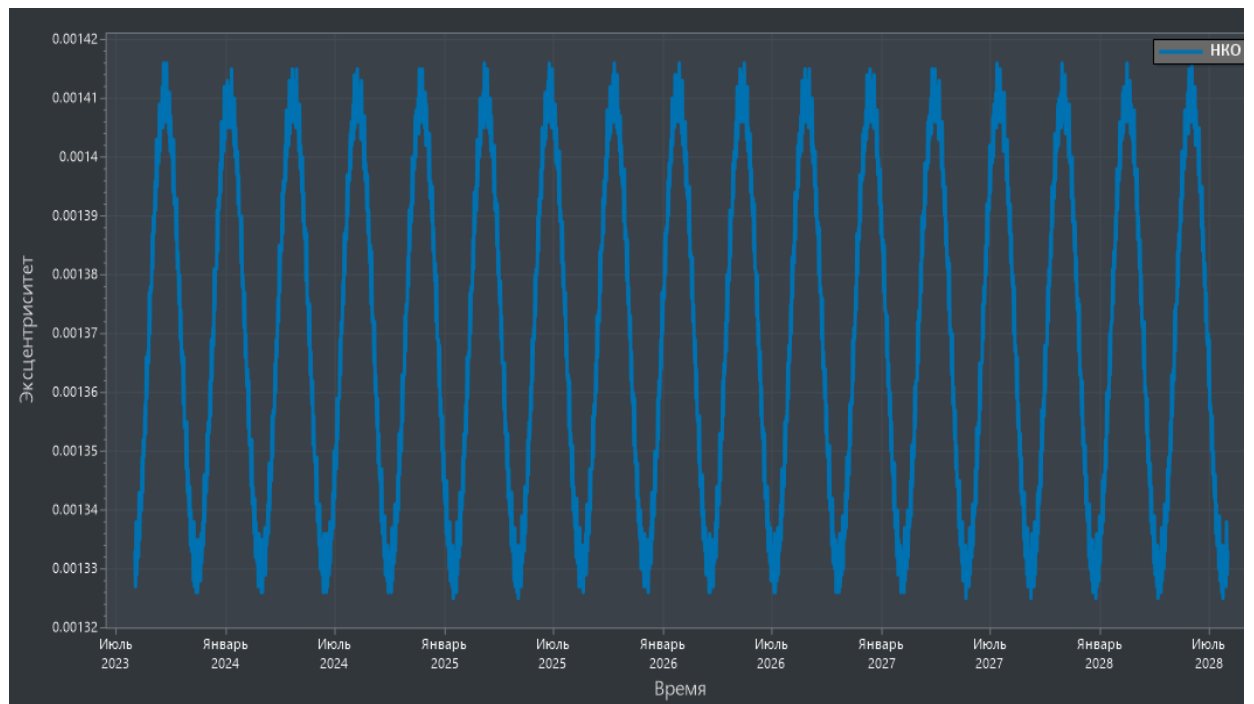


Рисунок 4.3 – Изменение эксцентриситета

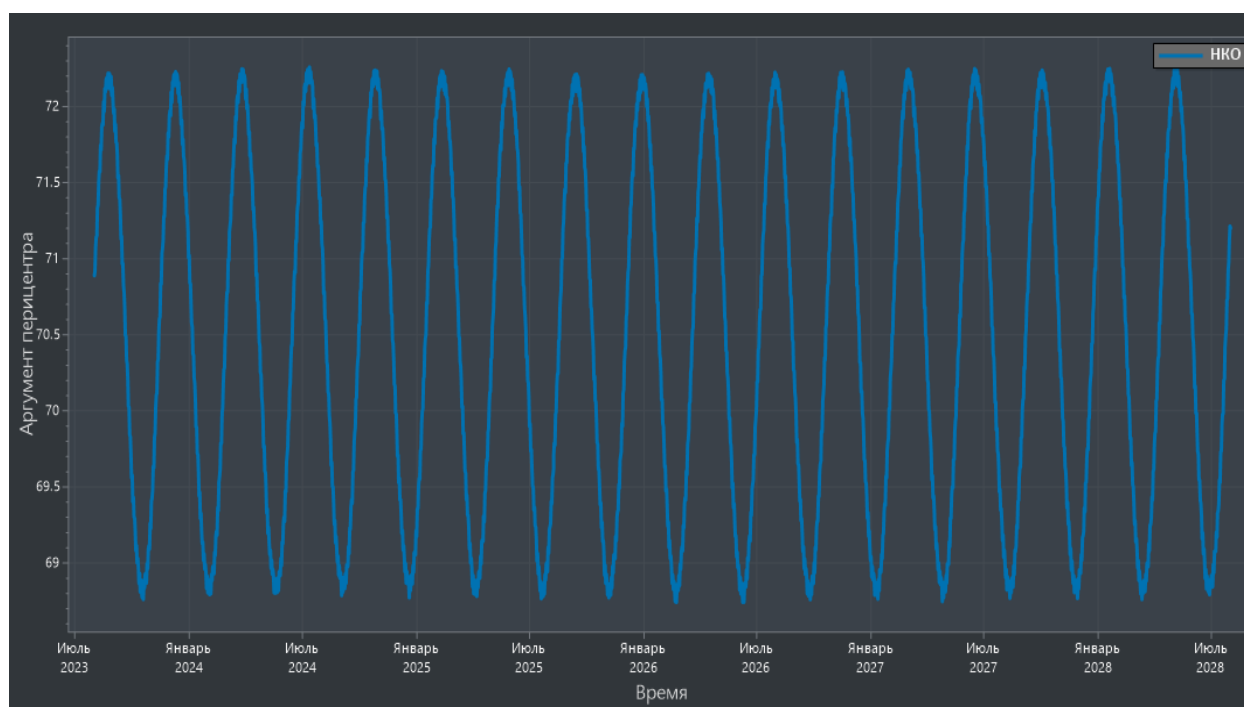


Рисунок 4.4 – Изменение аргумента перигея

2. Высокоэллиптическая орбита

Исходные данные:

- полуось орбиты – 26521 км;
- эксцентриситет – 0,72;
- аргумент перигея – 270° ;

- наклонение – 62.8° .

На рис. 4.5-4.7 отображена эволюция элементов орбиты на пятилетнем интервале. Для высокоэллиптических орбит существует требование к удержанию высоты перигея в заданных границах, а, как видно из рисунка 4.5, её изменение имеет экстремальный характер, в связи с чем коррекции поддержания должны быть достаточно частыми с периодичностью, определяемой требуемыми границами. На рисунке 4.6 наблюдается эволюция наклонения, что также потребует коррекций поддержания с частотой проведения, зависящей от заданных границ.

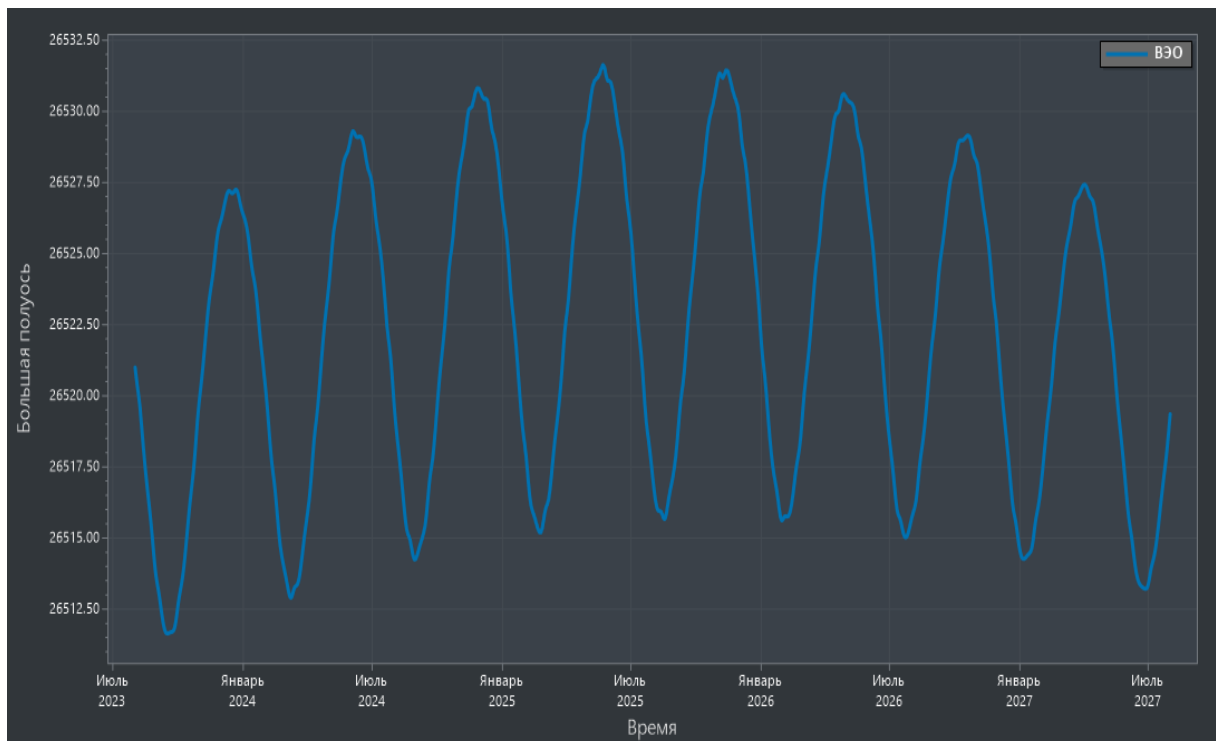


Рисунок 4.5 – Изменение большой полуоси

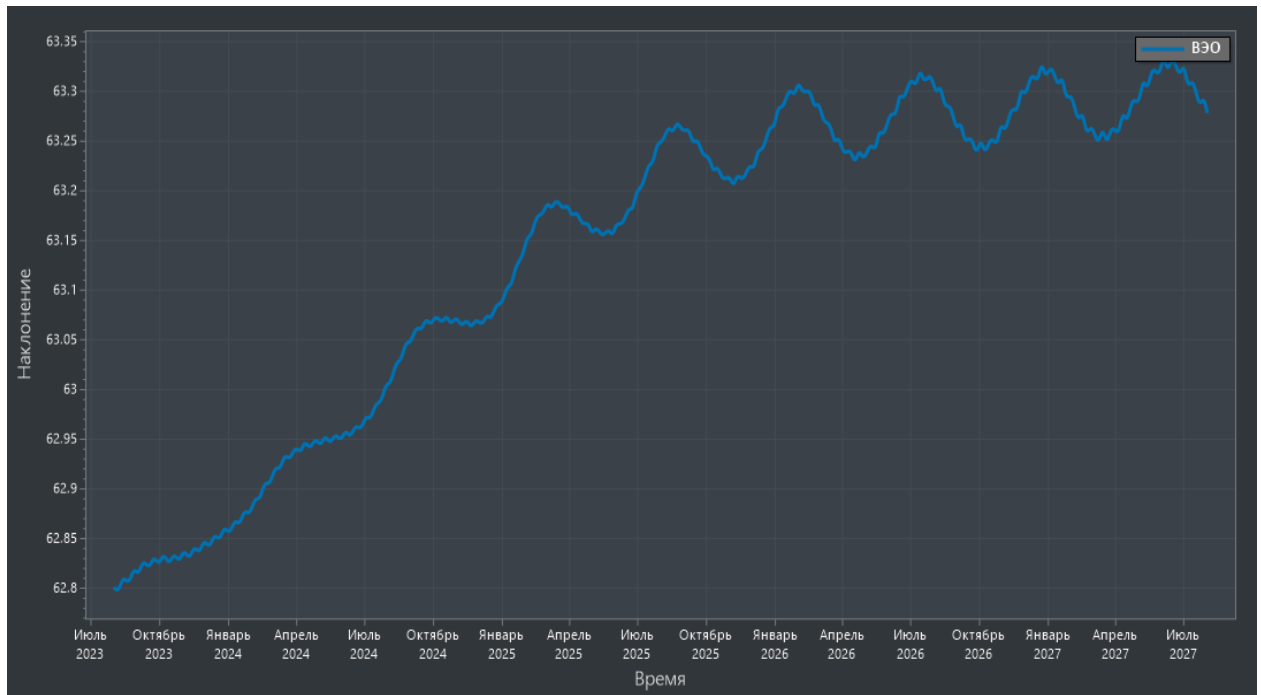


Рисунок 4.6 – Изменение наклонения

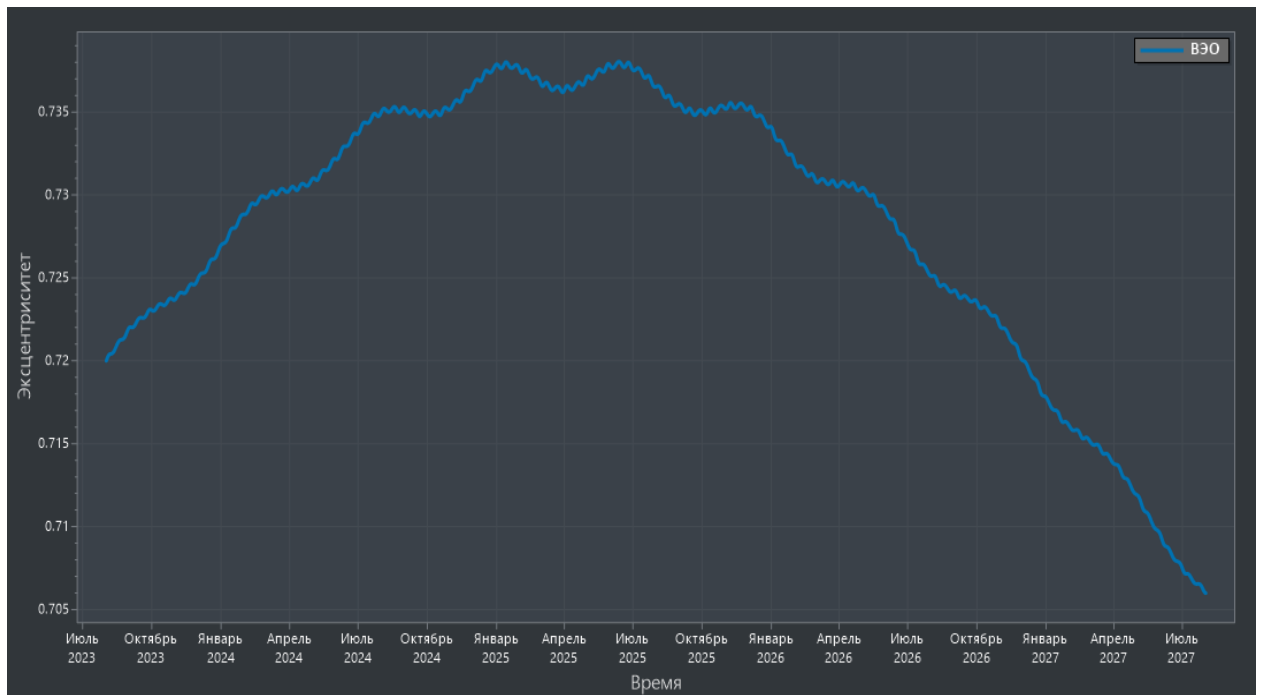


Рисунок 4.7 – Изменение эксцентриситета

3. Солнечно-синхронная орбита

У солнечно-синхронных орбит направление и скорость изменения наклонения связана с выбранным МСВ в восходящем узле орбиты. Так, например, для орбит с МСВ 00:00 и 12:00 наклонение будет максимально быстро уменьшаться, для МСВ 06:00 и 18:00 – максимально быстро

увеличиваться, а для МСВ 03:00, 09:00, 15:00 и 21:00 - останется практически неизменным (рис. 4.8).

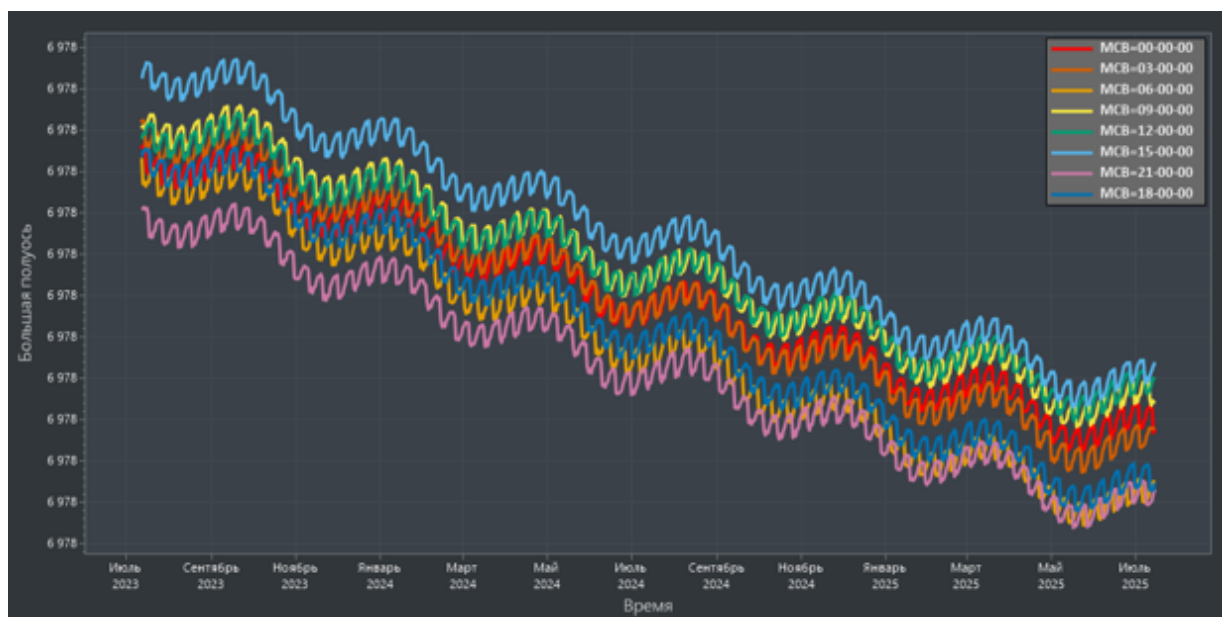


Рисунок 4.8 – Изменение большой полуоси в течение времени в зависимости от МСВ

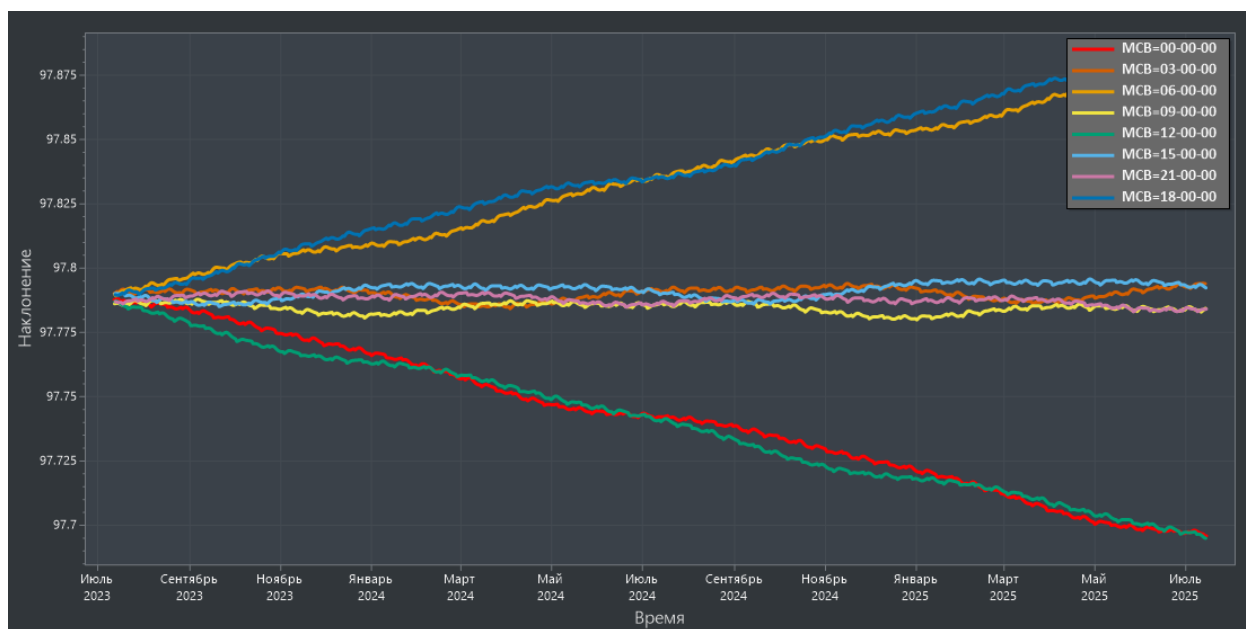


Рисунок 4.9 – Изменение наклона в течение времени в зависимости от МСВ

В зависимости от высоты орбиты скорость её снижения будет отличаться. В таблице 4.1 представлено изменение высоты в течение года в

зависимости от исходного её значения. Наклонение же при этом меняется одинаково (рис. 41).

Таблица 4.1 – Скорость снижения высоты орбиты

Нср, км	Δ Нср, км
400	4.8
500	1
570	0.4
600	0.2
670	0.1

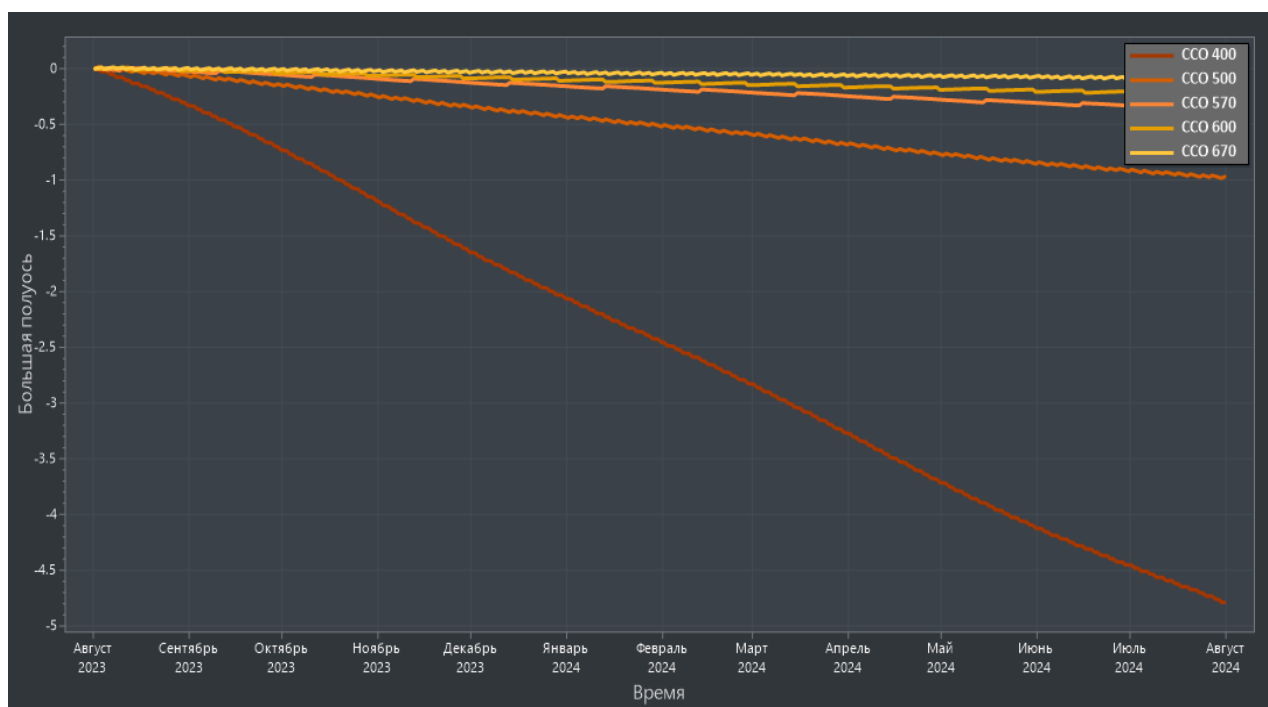


Рисунок 4.10 – Отклонение значения большой полуоси в течение времени в зависимости от высоты орбиты

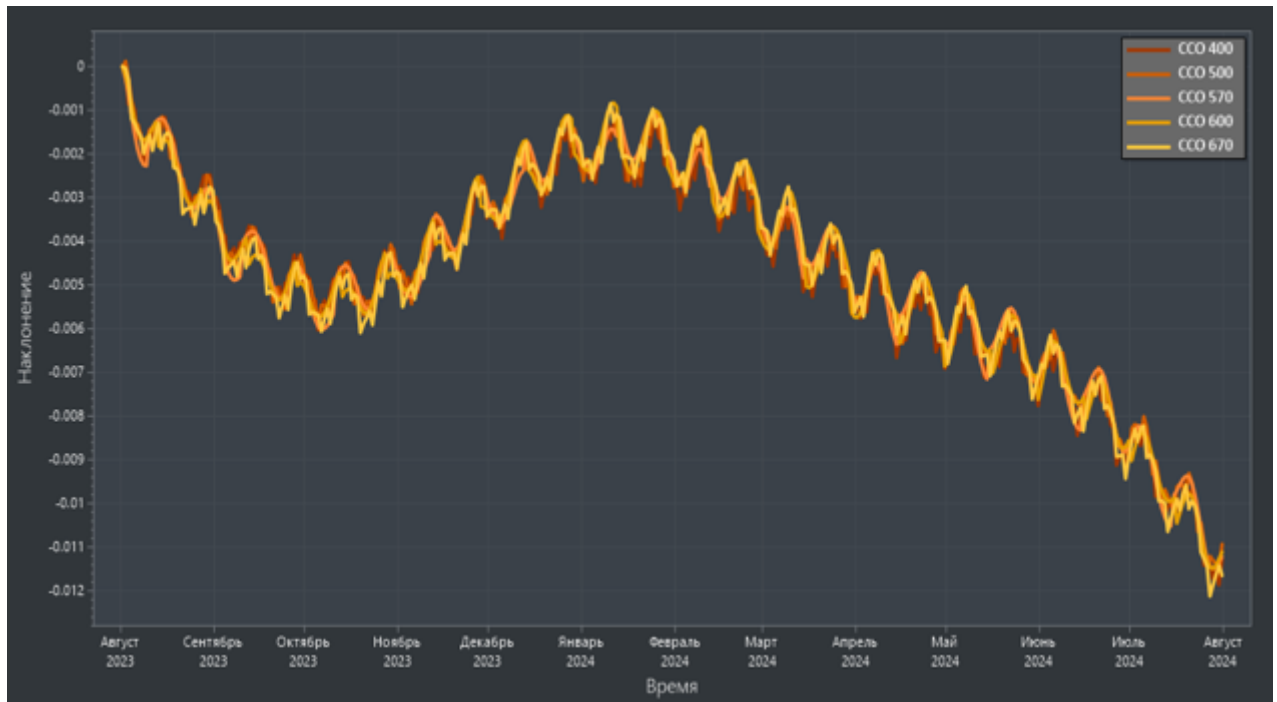


Рисунок 4.11 – Отклонение наклонения в зависимости от высоты орбиты

Пример реализации маневров поддержания орбиты КА, входящих в космические системы ДЗЗ, управляемые из ЦУП АО «ЦНИИмаш»

Основной задачей, решаемой специалистами БНО при определении стратегии поддержания параметров орбиты каждого КА, входящего в космическую систему, является поиск оптимальных параметров маневров (число импульсов, время включения двигательной установки $T_{\text{вкл.ду}}$, параметров ориентации КА (α, γ, β), режимов стабилизации КА (орбитальная, инерциальная)) для того, чтобы максимизировать время между проведениями коррекций. Для этого выбранные параметры маневров, как правило, должны обеспечивать выход корректируемых значений параметров орбиты КА на одну из границ допустимого диапазона с учетом текущих значений возмущающих факторов, учитываемых при решении задачи долгосрочного прогнозирования движения центра масс КА.

В таблице 4.2 в качестве примера показаны параметры номинальной орбиты для КА «Канопус-В» №№ 3 – 6, входящих в космический комплекс ДЗЗ «Канопус-В», состоящий к настоящему времени из 5 КА.

Таблица 4.2 – Параметры номинальной орбиты КА «Канопус-В» №№ 3 - 6

Параметр	Значение
Период замыкания трассы	16 суток (243 витка)
Высота на экваторе в восходящем узле, НΩ	509,75 км
Высота над общеземным эллипсоидом	от 508 до 536 км
Высота над территорией РФ	от 512 до 519 км
Драконический период обращения, ТΩ,	94,815 мин (5688,9 с)
Большая полуось, а	6891,224 км
Наклонение, i	97,462°
Витковый сдвиг, L _{витк}	23,704° (2638,7 км)
Эксцентриситет, e	0,00135
Аргумент перигея, ω	69,04°
Число витков в сутках	15,1875
Суточный сдвиг	4,444° (494,75 км)
Минимальное расстояние между соседними витками за период замыкания трассы	1,48° (164,92 км)
Ориентация плоскости орбиты относительно прямого восхождения среднего Солнца, (Ω-α☉)	350,75°
Среднее солнечное время	11 ч 23 мин (± 4 мин)

Была проведена оценка требуемых затрат топлива на проведение коррекций поддержания для ССО со следующими исходными данными:

- необходимость поддержания высоты и наклонения в заданных в таблице 4.2. параметрах;
- необходимость поддержания границы удержания по взаимному положению $\pm 5^\circ$;
- тяга двигателя – 1.75 гм;
- удельная тяга двигателя – 1200 с.

На пике цикла солнечной активности для коррекции поддержания высоты и взаимного положения результаты оценки следующие:

- потребуется 24 включения двигательной установки продолжительностью по 20 минут каждое;
- суммарное приращение скорости - 0.7 м/с;
- затраты топлива - 43 грамма;
- проведение следующей коррекции потребуется не ранее, чем через 50 дней, т.е. для одного КА более 5 многоимпульсных маневров в год;

Для изменения наклона на 0.02° потребуется 81 включение по 20 минут, на которые будет затрачено 145.8 грамм топлива. Периодичность выполнения коррекций поддержания наклона будет определяться выбранным МСВ орбиты и общей стратегией поддержания солнечной синхронности орбиты. Периодичность изменения наклона порядка 1 многоимпульсного включения в год.

На рисунке 4.12 показана статистика проведения маневров различных КА ДЗЗ, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш», функционирующих на солнечно-синхронных и высокоэллиптических орбитах, на интервале 1 год. Как видно из рисунка, с учетом многолетнего опыта управления КА и космическими системами различного назначения, при одновременном управлении 12 КА необходимо проводить порядка 140 коррекций в год, что вполне приемлемо для управления космической системой, состоящей из нескольких десятков КА. При этом данная статистика не учитывает необходимость проведения маневров уклонения от космического мусора, так как это не заложено в эксплуатационной документации на данные КА.

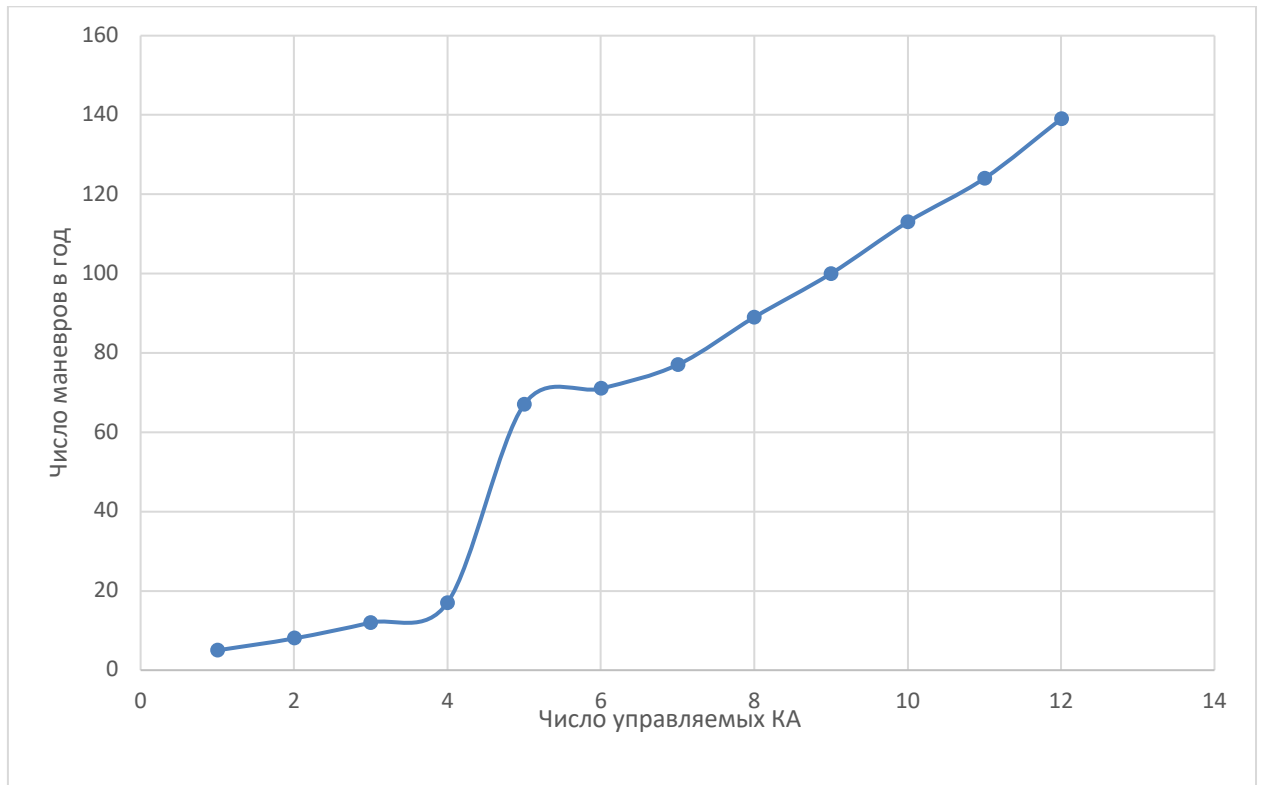


Рисунок 4.11 – Статистика проведенных маневров разнородных КА

4.1.2 Оценка предельного количества маневров, необходимых для поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, с использованием существующих подходов

В первом приближении, для нахождения минимального числа маневров, необходимых для поддержания жесткой баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, состоящей из более чем 100 КА, использовались два метода аппроксимации: аппроксимация полиномами Лежандра произвольного порядка и степенная аппроксимация.

С учетом того, что известна функция $y(x)$, заданная своими n значениями y_1, y_2, \dots, y_n в узловых точках аргумента $x_k, k = \overline{0, n}$. можно построить интерполяционный полином Лежандра n -го порядка, который имеет вид:

$$\varphi(x) = \sum_{k=0}^n a_k x^{n-k} \quad (4.1)$$

где $a_k, k = \overline{0, n}$ – постоянные коэффициенты, которые выбираются из условия 4.2:

$$\sum_{i=0}^m [y(x_i) - \varphi(x_i)]^2 = \min. \quad (4.2)$$

В случае использования степенной аппроксимации искомая функция имеет вид 4.3:

$$\varphi(x) = a \cdot e^b \quad (4.3)$$

где a , b – искомые коэффициенты, которые можно найти, представив уравнение 4.3. в виде:

$$\ln \varphi(x) = \ln a + bx \quad (4.4)$$

после введения обозначения:

$$Y = \ln \varphi(x); A_0 = \ln a; A_1 = bx \quad (4.6)$$

можно записать линейный многочлен 1-й степени:

$$Y = A_0 + A_1 x \quad (4.6)$$

которое можно решить методом наименьших квадратов:

$$F = \sum_{k=0}^n (Y_i - (A_0 + A_1 x_i))^2 \quad (4.7)$$

В результате подбора коэффициентов полинома Лежандра и степенной аппроксимации, минимальное количество маневров, необходимых для жесткого поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы, состоящей из более чем 100 КА ДЗЗ, а также максимальное соответствие статистическим данным по методу наименьших квадратов получилось в результате использования степенной аппроксимации.

Результаты аппроксимации статистических данных ЦУП представлены на рисунке 4.12. Анализ полученной информации показал, что для обеспечения жёсткого поддержания баллистической структуры рассматриваемой многоспутниковой космической системы ДЗЗ необходимо проведение порядка 3000 маневров в год, что составляет порядка 8 маневров в

день, при том, что сейчас специалисты ЦУП реализуют схожее количество маневров в месяц.

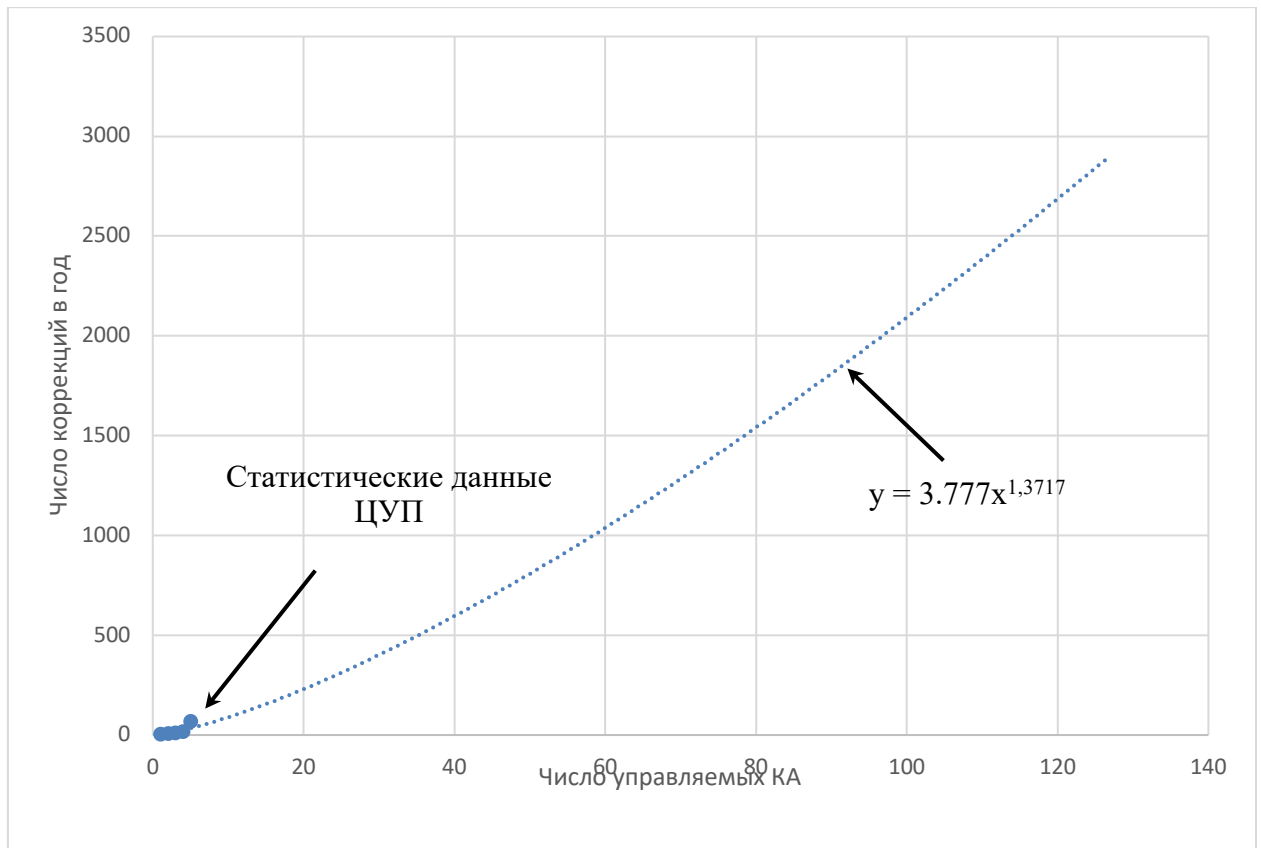


Рисунок 4.12 – Полиномиальная экстраполяция полученных значений

Однако, результаты анализа достоверности аппроксимации статистических данных обоими вышеуказанными методами показали низкий результат по методу наименьших квадратов ($R^2 \leq 0.8$), что означает необходимость более точного моделирования процессов поддержания жесткой баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ. Невозможность точной аппроксимации статистических данных степенной функцией и полиномами Лежандра произвольного порядка объясняется неоднородностью космических систем, управляемых из ЦУП, т.е. КА функционируют на различных орбитах, имеют разные требования к точности поддержания баллистической структуры, и как следствие, для ее поддержания необходимо различное количество маневров.

Исходя из этого, для более точного моделирования жесткого поддержания баллистической структуры многоспутниковой КС ДЗЗ

необходимо использование численных методов, учитывающих различные сочетания действующих на КА возмущающих факторов и требований к поддержанию элементов орбиты в определенных коридорах. В качестве исходных данных о параметрах орбит КА, входящих в многоспутниковую космическую систему ДЗЗ, были использованы предполагаемые параметры орбит КА ДЗЗ, разрабатываемых в рамках Федерального проекта «Сфера». Значения параметров орбит и численность многоспутниковой космической системы ДЗЗ представлены в таблице 4.3. Для задачи определения максимально возможного числа маневров для жесткого поддержания баллистической структуры был выбран метод Монте-Карло и разработан алгоритм проведения баллистических расчетов, который представлен на рисунке 4.13.

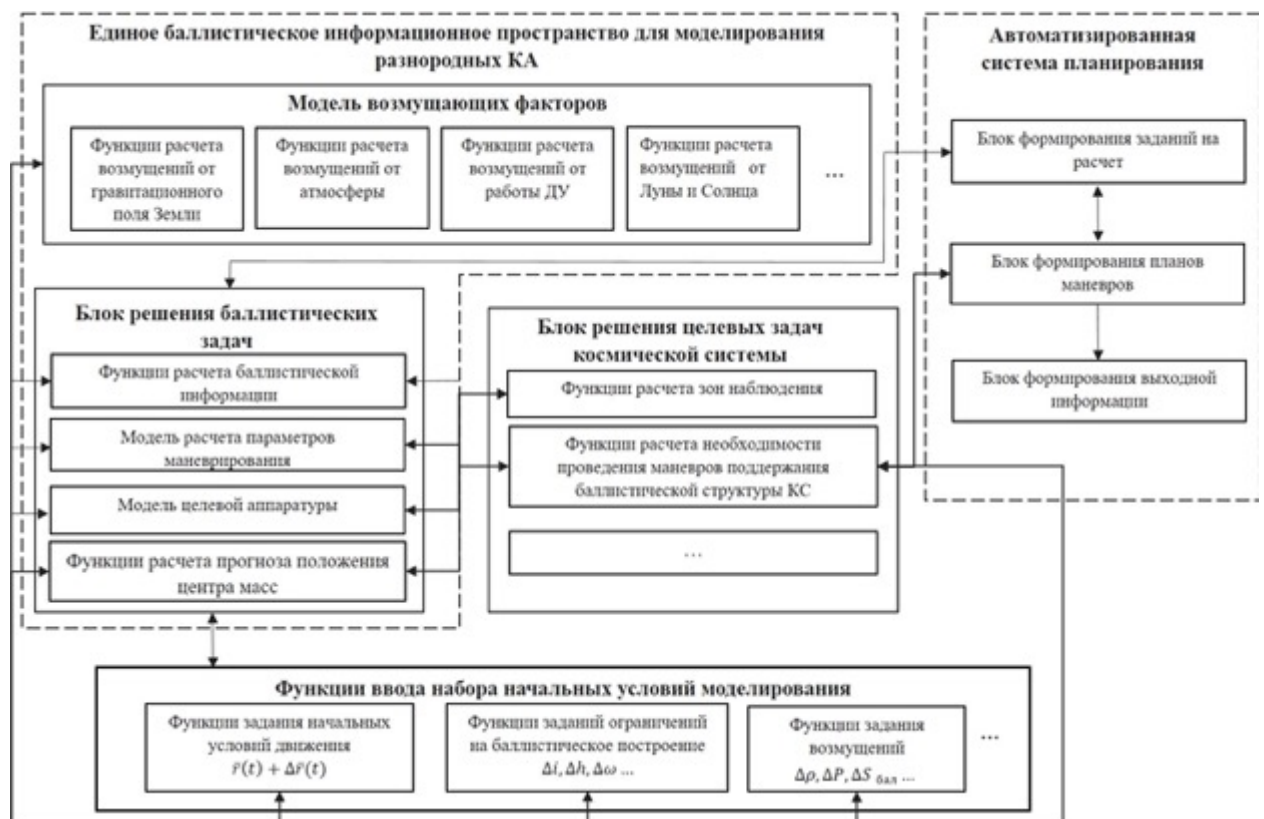


Рисунок 4.13 – Схема проведения расчетов максимально возможного числа маневров

Данный алгоритм основан на использовании отдельных составляющих единого баллистического информационного пространства и автоматизированной системы планирования (подробное их описание

представлено в главе 5). Единое баллистическое информационное пространство обеспечивает возможность проведения баллистических расчетов в одной среде, независимо от типов используемых орбит, источников измерительной информации, а также целевой аппаратуры КА. Задание на расчет параметров поддержания жесткой баллистической структуры формируется в автоматизированной системе планирования, которая формирует запросы на проведение расчетов в блок решения баллистических задач. В качестве исходных данных блок формирования заданий на расчет использует различные наборы начальных условий движения КА (варьируются как сами значения координат и скоростей КА, так и даты начальных условий), набор ограничений на баллистическое построение (рассчитываются различные комбинации ограничений на поддержание конкретных параметров орбиты из таблицы 4.1) и набор вариаций возмущений от плотности атмосферы, баллистического коэффициента, коэффициента давления солнечного света и других факторов, влияющих на прогнозирование положения центра масс КА. Блок решения баллистических задач предназначен для проведения стандартных баллистических расчетов, включая прогнозирование параметров центра масс КА, расчет углов ориентации КА, режимов стабилизации КА при проведении маневров и при проведении съемок поверхности Земли, проведение расчетов параметров коррекций орбиты КА, а также параметры зон радиовидимости и другой стандартной баллистической информации. Кроме того, единое информационное баллистическое пространство реализует все известные модели возмущающих факторов, действующих на КА в полете. Далее, блок решения баллистических задач в соответствии с поступившем заданием на расчет формирует запрос в блок функций ввода набора начальных условий моделирования. В данном блоке методом Монте-Карло генерируются случайные наборы начальных условий движения КА, входящих в космическую систему ($\vec{r}(t) + \Delta\vec{r}(t)$), значения коридоров ограничений на различные параметры орбиты КА ($\Delta i, \Delta h, \Delta \omega \dots$), а также набор возмущений, влияющих на прогнозирование

положения центра масс КА ($\Delta\rho, \Delta P, \Delta S_{\text{бал}} \dots$). Далее, для каждого варианта с помощью блока решения целевых задач системы и функции расчета прогноза положения центра масс каждого КА рассчитывается необходимость проведения маневров поддержания параметров орбиты в заданном коридоре. Пороговые значения допустимых коридоров поддержания параметров орбиты выбирались в соответствии с таблицей 4.1. После определения времени, когда необходимо проведение маневров поддержания того или иного параметра орбиты, решается задача непосредственного определения параметров включения двигательной установки (время включения, длительность работы (или необходимый импульс), режимы ориентации и стабилизации КА). Далее происходит моделирование работы двигательной установки, и определяются параметры орбиты КА после проведения маневра. Затем продолжается решение задачи прогнозирования положения центра масс КА до следующего момента времени, когда необходимо корректировать параметры орбиты КА. Конечный период прогнозирования положения центра масс КА был выбран в 1 год (исходя из необходимости рассмотрения различных вариантов возмущающих факторов, действующих на КА в полете в различные календарные сезоны), по достижении которого, текущий вариант расчета завершается. Далее, формируется выходная информация по необходимому числу маневров поддержания жесткой баллистической структуры для рассчитанного варианта, после чего все расчеты повторяются. Общее число вариантов расчетов было ограничено 1000 итераций, исходя из ограничений по времени выполнения расчетов, а также бессмысленности увеличения числа итераций ввиду необходимости проведения общего качественного анализа статистических данных, т.е. увеличение на порядок числа итераций принципиально не поменяет общей картины проведенного анализа, а только увеличит время, необходимое для проведения моделирования. Для подтверждения данной теории, расчет методом Монте-Карло, включающий 1000 итераций различных наборов возмущающих факторов, был повторен несколько раз, в результате чего лишь незначительно корректировались

максимальные и минимальные значения числа маневров, необходимых для жесткого поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, параметры которой представлены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 Начальные условия движения для моделирования

ОГ	ОГ1	ОГ2	ОГ3	ОГ4
Состав ОГ	36 КА	24 КА	12 КА	40 КА
Высота орбиты	400 км	600 км	600 км	670* км
Тип орбиты	97,003° (ССО)	98,056° (ССО)	98,056° (ССО)	98,066° (ССО)
Число орбитальных плоскостей	9	12	12	5
Число КА в плоскости	4	2	1	8
Разнесение плоскостей по долготе восходящего узла	равномерное на 26°	равномерное на 15°	равномерное на 15°	равномерное на 18,5°
Разнесение КА в плоскости по средней аномалии	равномерное на 90°	равномерное на 180°		равномерное на 45°
Фазовый сдвиг КА между соседними плоскостями	45°	на 30°	на 30°	36,7°

Проведенный анализ результатов моделирования жесткого поддержания баллистической структуры единой многоспутниковой космической системы, состоящей из различных КА, функционирующих на различных типах орбитах, показал, что при худшем сочетании возмущающих факторов, действующих на КА в процессе космического полета, а также параметров орбиты, требующих корректировки, максимальное число маневров поддержания баллистической структуры (рисунок 4.14) составило 1081 за 1 год, либо в среднем 3 за день. Данный результат не учитывает необходимость проведения маневров уклонения от космического мусора, а также маневров, необходимых для коррекции ошибок выведения и формирования баллистической структуры космической системы.

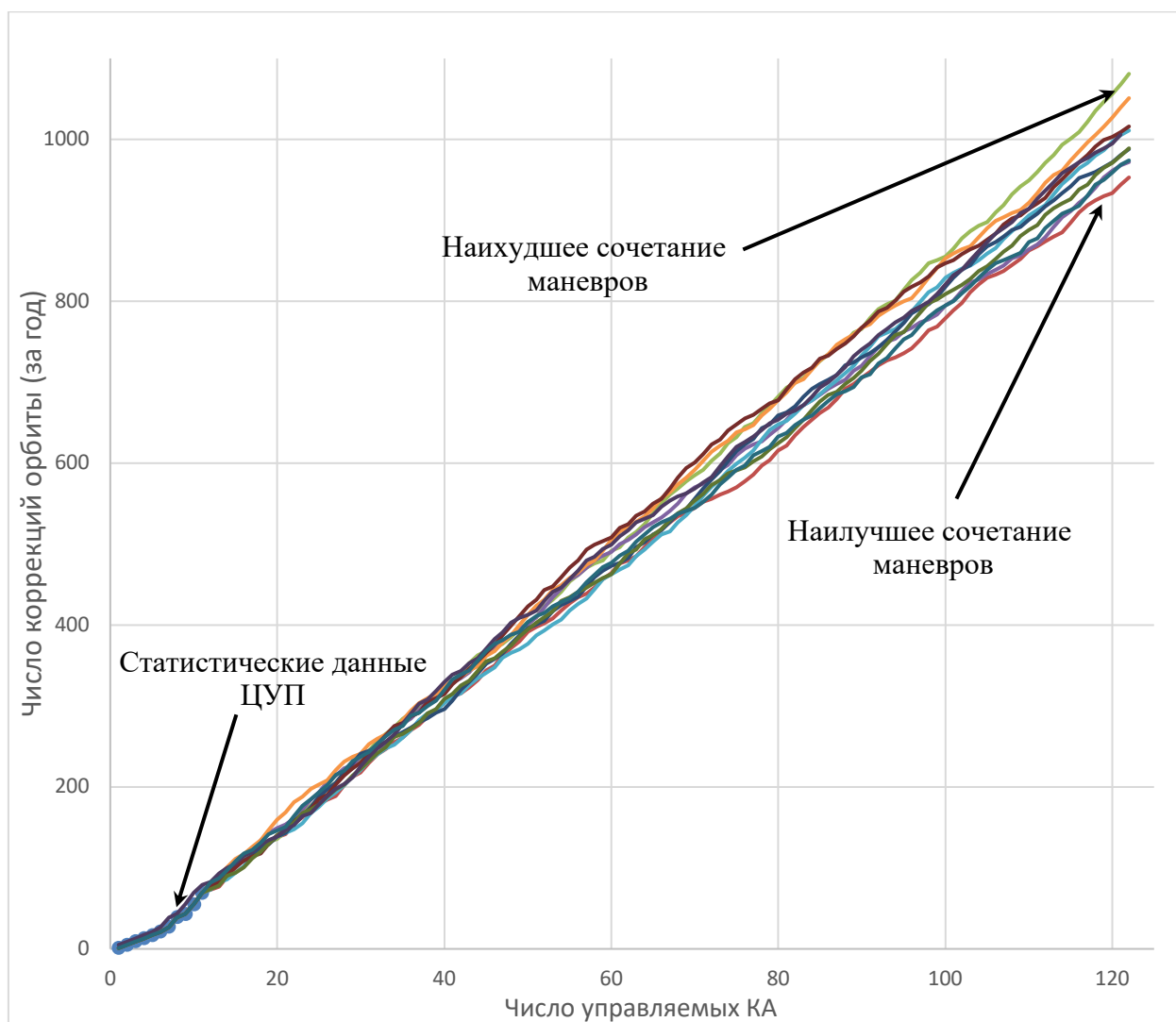


Рисунок 4.14 – Результаты моделирования методом Монте-Карло

С учетом того, что к настоящему времени при управлении различными космическими системами ДЗЗ специалисты ЦУП АО «ЦНИИмаш» подготавливают и реализуют порядка 5 коррекций в месяц, использование существующих подходов, предполагающих необходимость жесткого поддержания баллистической структуры космической системы, увеличит число каждодневных баллистических расчетов практически на порядок. Кроме того, как видно из рисунка 4.14, результаты проведенных расчетов показывают достаточную высокую сходимость со статистическими данными по проводимым маневрам действующих КА ДЗЗ, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш». Исходя из этого, можно сделать вывод о достоверности полученного анализа.

Исходя из проведенного анализа результатов моделирования максимально возможного числа необходимых маневров для жесткого поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы, состоящей из КА, функционирующих на различных орбитах, можно сделать вывод, что число баллистических расчетов, необходимых для управления такой КС возрастает на порядок. При этом не учитывалась необходимость проведения маневров уклонения, маневров для коррекции ошибок выведения, маневров формирования баллистической структуры, а также маневров, необходимых для организованного завершения космического полета, что также увеличит общее число необходимых маневров. Кроме того, планы по реализации федерального проекта «Сфера» не ограничиваются выводением 122 КА ДЗЗ, а предполагают постепенное расширение орбитальной группировки до нескольких сотен КА, что, в свою очередь, также будет кратно увеличивать нагрузку на ЦУП. Несмотря на это, для формирования окончательного вывода о возможности использования существующих подходов для организации процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами необходимо дополнительно провести анализ возможности использования существующих методов организации проведения баллистических расчетов к многоспутниковым космическим системам ДЗЗ, включая оценку возможности использования существующих методов планирования организации проведения баллистических расчетов, анализ необходимого числа постов для решения баллистических задач управления многоспутниковой космической системой, а также необходимо оценить необходимое время для решения всех задач БНО в соответствии с циклограммой, представленной в таблице 1.1.

4.2 Анализ возможности применения существующих методов организации проведения баллистических расчетов к многоспутниковым космическим системам ДЗЗ

4.2.1 Оценка возможности использования существующих методов планирования организации проведения баллистических расчетов

Современные подходы к организации процессов планирования проведения баллистических расчетов представляют процессы БНО управления полетами как часть технологического и вычислительного процесса, обеспечивающего выполнение набора операций приёма и обработки измерительной информации, решения определенной последовательности математических задач, выдачи результатов расчетов строго регламентированных по времени и форме входных и выходных данных. При этом вышеуказанный технологический процесс предполагает возможность гибкого и оперативного изменения регламента работы при возникновении нештатных (незапланированных) или аварийных ситуаций.

К настоящему времени программные комплексы, предназначенные для решения задач БНО управления полетом, разрабатываются в строгом соответствии с ТЦУ управления КА конкретной космической системы. Это объясняется необходимостью учета особенностей целевого применения и ограничений, присущих космической системе, под которую они разрабатывались. Следовательно, использование единого программного комплекса для решения задач БНО управления космической системой, включающей различные КА, функционирующие на различных орбитах, существующей парадигмой не предусмотрено.

В настоящее время для управления одиночными КА, а также КА, входящими в состав КС, используется ряд типовых ТЦУ. В зависимости от состава средств НКУ, целевых задач и ограничений, проявляющихся в процессе эксплуатации КС, ТЦУ может видоизменяться. Так, для КА ДЗЗ

можно привести типовой цикл решения задач БНО (таблица 4.4). Данный ТЦУ в части решения задач БНО обусловлен рядом факторов:

- необходимостью регулярного расчета целевых программ по актуальной баллистической информации;
- необходимостью уточнения значений целеуказаний наземных станций НКУ для недопущения срыва сеансов связи с КА в силу ограничений по диаграммам направленности антенных систем, изменениям начальных условий КА;
- наличием на борту КА приёмников сигналов навигационных полей;
- проведением на борту КА расчетов, исходными данными для которых являются НУ, полученные в ЦУП КА;
- определенным документацией главного конструктора циклом проведения динамических операций (подготовка исходных данных для проведения коррекции, оценка коррекции по ИТНП, оценка состояния космической системы).

Следует отметить, что необходимость обновления баллистической информации, и, как следствие, частота проведения расчетов специалиста-баллистика в настоящее время, как правило, напрямую коррелирует с высотой орбиты, выбранной для функционирования конкретной КС. Это связано с увеличением влияния воздействия атмосферы при уменьшении высоты на ошибки при прогнозировании по причине отсутствия точных данных о солнечной активности и геомагнитной возмущенности на интервале прогноза. Также с уменьшением высоты увеличивается частота проведения коррекций поддержания высоты. Этот фактор оказывает определяющее влияние, с одной стороны, на точность прогнозирования движения КА, с другой – на требования к точности расчетов, предъявляемых со стороны целевой аппаратуры.

Таким образом, каждодневная работа по решению задач БНО управления каждого КА, входящего в космическую систему, представляет собой совокупность баллистических задач, разделенных по 9 группам,

выполняемым по мере необходимости и в зависимости от текущих баллистических условий полета каждого КА. При этом следует подчеркнуть, что реализуемость суточного ТЦУ в части БНО в большинстве случаев определяется отсутствием нештатных ситуаций, полным составом средств НКУ, типовым циклом решения КС целевых задач.

Таблица 4.4 – ТЦУ БНО КА ДЗЗ

Операция ТЦУ в части БНО	Периодичность	Примечание
1. Извлечение бортовых векторов состояния, сформированных АСН, из массивов ТМИ и их запись в БД	не реже, чем 1 раз в сутки	Актуализация исходных данных (измерений) для расчетов оператором БНО
2. Извлечение массивов ИТНП из центральной БД (ЦБД) и их запись в БД БНО	не реже, чем 1 раз в сутки	Актуализация исходных данных (измерений) для расчетов оператором БНО
3. Определение/уточнение ПДЦМ КА по ИТНП и данным бортовой АСН (совместно) и запись уточненных НУ в БД и ЦБД	ежесуточно, до 10:00 ДМВ (при штатном ТЦ БНО управления полётом КА)	Определяется средним временем проведения съемки для данного КА ДЗЗ
4. Расчет форм с НУ, ЦУ для НС КИС, по последним уточненным НУ, на интервале не менее 3 суток (45 витков), от витка привязки НУ, и запись в БД и ЦБД	в течение 1 часа после определения/уточнения ПДЦМ КА	Оперативность обусловлена возможными отклонениями от предыдущих НУ
5. Согласование математической модели движения (ММД) ЦУП с ММД НКПОР на интервале не менее 3 и не более 7 суток от витка привязки последних уточненных НУ, и запись согласованных НУ в БД и ЦБД (при необходимости)	в течение 1 часа после определения/уточнения ПДЦМ КА	Оперативность обусловлена требованиями НКПОР по расчету программ съемок, краткосрочных и долгосрочных планов целевого применения
6. Расчет долгосрочной вторичной БИ (прогнозируемых ПДЦМ, ЗРВ, освещённости КА и ПСТ) по последним уточненным НУ, на интервале не менее 200 витков, от витка привязки НУ, и запись результатов в БД и ЦБД	не реже, чем 1 раз в 7 суток	Периодичность определена общим ТЦУ, планированием на недельном интервале
7. Расчет и выдача оценок времени выхода на границы диапазона допустимых значений средней высоты	не реже, чем 1 раз в 7 суток	Периодичность определена общим ТЦУ, статистикой об изменении

и местного солнечного времени прохождения восходящего узла орбиты		контролируемых по ЭД параметров орбиты КА и КС
8. Согласование ММД ЦУП с бортовой моделью движения КА на интервале не менее, чем на величину периода расчета плюс двое суток от витка привязки последних уточненных НУ, записывает согласованные НУ в формате, определяемым интерфейсом взаимодействия с БКУ	в течение 1 часа после определения/уточнения ПДЦМ КА с периодичностью, соответствующей примечанию	Формирование НУ для БКУ производится со следующей периодичностью: - при задействовании АСН в бортовом контуре управления - не реже 1 раза в 7 суток; - в случае вывода АСН из бортового контура управления - не реже 1 раза в 3 суток; при проведении манёвра изменения параметров орбиты - не реже 1 раза в 2 суток.
9. Расчет программы коррекции, оценка количества включений КДУ и сроков их реализации	После получения заявки на расчёт коррекции	Расчет параметров коррекции также может происходить по инициативе баллистиков, согласованной с группой управления и оператором космической системы

В связи со сложностью и нелинейностью процедуры планирования баллистических расчетов, необходимостью учета различных факторов в работе по составлению плана, в текущей парадигме присутствует значительная доля ручного труда. Наличие данного фактора, при всей необходимости участия человека в составлении плана, тем не менее, имеет и многие отрицательные черты, к которым относятся:

- низкая производительность труда при выполнении работы;
- наличие человеческого фактора, который возникает во время выполнения рутинных, монотонных операций и приводит к появлению ошибок.

Анализ исходных данных, планируемых динамических операций и текущей баллистической обстановки, выполняемый специалистом службы

БНО, при увеличении количества аппаратов на орбите до десятков и сотен становится еще более сложной и ответственной задачей. При составлении плана специалист по планированию баллистических расчетов проводит анализ текущей обстановки. Для каждого аппарата определяется перечень решаемых задач. В силу того, что на необходимость проведения вычислений влияет большое число факторов, многие из которых могут меняться в течение суток (например, данные об опасном сближении), с целью коррекции плана расчетов требуется оперативная реакция на эти изменения.

Для каждой баллистической задачи существуют определенные условия, выполнение которых означает необходимость включения ее в план для последующего решения. Например, по завершении коррекции орбиты следует уточнять текущие параметры орбиты КА. Изменение сведений о положении КА может повлечь за собой необходимость пересчета зон радиовидимости наземных пунктов, параметров светотеневой обстановки и т.д. для реализации сеансов связи и решения целевой задачи. Появление сообщения об опасном сближении с объектом космического мусора влечет за собой возможный маневр уклонения, если он предусмотрен для данного аппарата, а также оперативный прием ИТНП и уточнение параметров текущей орбиты. Таким образом, зная все признаки необходимости решения той или иной баллистической задачи и анализируя их изменение, оператор составляет план баллистических расчетов на текущие сутки. Подобный подход используется в настоящее время при управлении существующей отечественной орбитальной группировкой КА.

Основным ограничением, которое необходимо учитывать при организации проведения баллистических расчетов, является время, необходимое для планирования и проведения баллистических расчетов с последующей их проверкой, а также время, необходимое для обмена результатами расчётов с внутренними и внешними абонентами. На рисунке 4.15 для примера приведен график, показывающий статистику по времени

проведения баллистических расчетов для КА, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш».

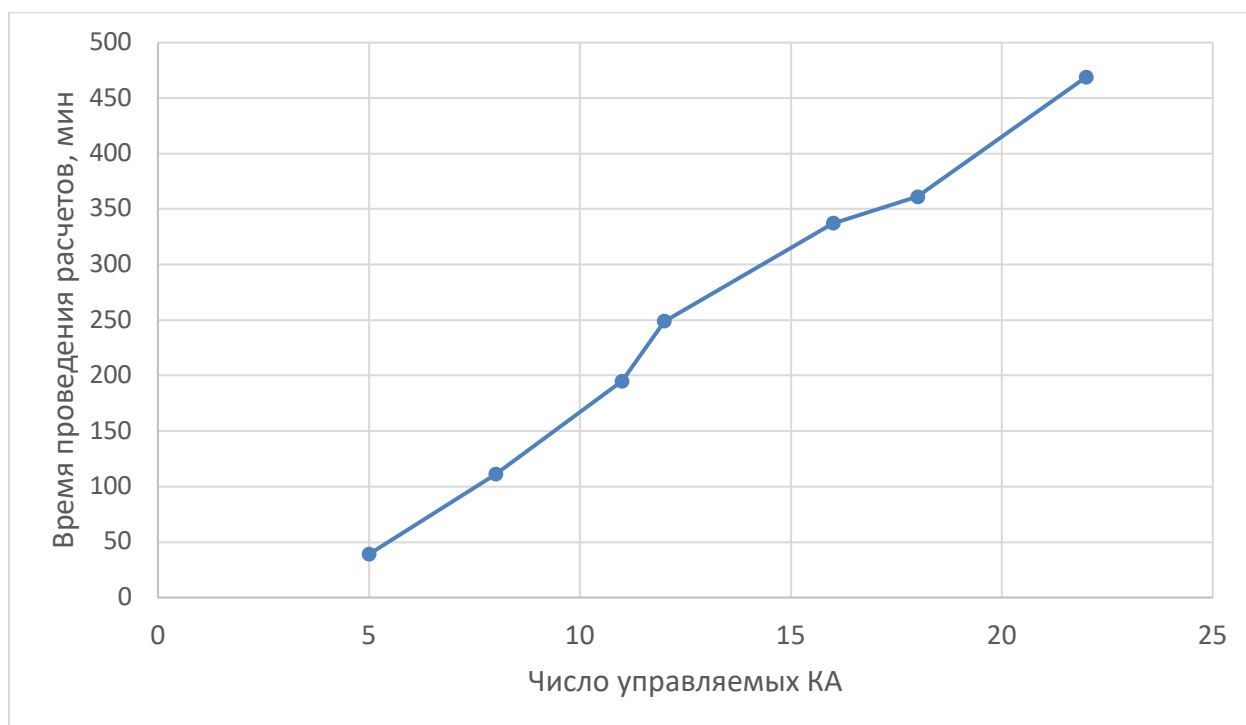


Рисунок 4.15 – Статистические данные по времени проведения расчетов

На данном графике представлен один из возможных вариантов комбинаций баллистических задач, которые необходимо решить для различных КА за одни сутки. Как видно из графика, для решения всех задач, необходимых для обеспечения управления полетами в одни сутки для 22 КА, управляемых из различных ЦУП, необходимо потратить 469 минут, либо практически 8 часов. За счет того, что все вышеуказанные расчеты разделены по различным ЦУП, суммарное время, необходимое для проведения баллистических расчетов, может быть разделено на количество автоматизированных рабочих мест специалистов-баллистиков в ЦУП.

Исходя из всего вышеперечисленного, а также исходя из накопленных статистических данных, время, необходимое для анализа исходных данных, планируемых динамических операций, текущей баллистической обстановки, а также для выполнения работ по непосредственно планированию и выполнению баллистических расчетов при увеличении количества аппаратов на орбите до сотен, будет кратно возрастать. Существующие подходы к

организации проведения баллистических расчетов для сокращения времени, необходимого для их проведения, предполагают соразмерное увеличение количества автоматизированных рабочих мест специалистов-баллистиков. Однако при кратном увеличении числа рабочих мест кратно увеличатся расходы на их создание, эксплуатацию и применение по назначению, а также необходимо будет проводить дополнительные мероприятия по синхронизации и контролю проведения баллистических расчетов, осуществляемых одновременно десятками АРМ. Детальный анализ времени, необходимого для проведения баллистических расчетов, а также числа АРМ специалистов-баллистиков, необходимого для управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, представлен в разделах 4.2.2 и 4.3.

4.2.2 Оценка числа автоматизированных рабочих мест, необходимых для решения задач БНО управления полетами многоспутниковых КА ДЗЗ, с использованием существующих подходов

К настоящему времени практика построения центров управления полетами, как и наземного комплекса управления в целом основана на следующих принципах:

- каждый отдельный КА или космическая система управляется из собственного ЦУП, включающего специализированные программно-технические средства для управления [55];
- для управления отдельным КА или ОГ создается свое уникальное НКУ, предполагающее совместное использование выделенных командно-измерительных станций для управления конкретным КА или ОГ совместно со станциями общего назначения [30];
- для управления КА или ОГ используется малопунктная либо многопунктная технология, предполагающая проведение сеансов связи практически на всех видимых витках [17].

Основными преимуществами такого подхода к управлению КА является высокая надежность проведения операций управления с КА (наличие

резервных витков управления), высокие показатели контроля состояния каждого управляемого КА (возможность сброса ТМИ 5-6 раз в сутки), оперативность принятия решений в случае возникновения нештатных ситуаций во время полета. Однако, наряду с очевидными преимуществами существующие подходы к управлению полетами имеют свои недостатки: невозможность использования специализированных программно-технических комплексов для управления другими КА, необходимость использования отдельного зала управления под каждый КА или космическую систему, необходимость подготовки операторов под каждый конкретный программный комплекс, низкая масштабируемость ЦУП – в случае возникновения нештатной ситуации, для оперативного осуществления управления КА из другого зала потребуются вложение значительных ресурсов (программно-технических, вычислительных, человеческих, временных и др.). Таким образом, в случае реализации планов по наращиванию орбитальной группировки использование существующих подходов к управлению полетами потребует значительного расширения числа АРМ операторов.

Для решения задач БНО управления полетами космических систем ДЗЗ из ЦУП АО «ЦНИИмаш» используются отдельно создаваемые под каждую космическую систему АРМ специалистов-баллистиков, располагаемые в соответствующем ЦУП каждой космической системы. На рисунке 4.16 представлено общее число автоматизированных рабочих мест, предназначенных для проведения баллистических расчетов для управления различными КА, управляемыми из ЦУП АО «ЦНИИмаш» согласно эксплуатационной документации. Как видно из рисунка, для одновременного управления 24 КА необходимо 90 автоматизированных рабочих мест. Такое количество рабочих мест для проведения баллистических расчетов объясняется необходимостью дублирования каждого автоматизированного рабочего места, а также необходимостью создания новых рабочих мест под каждую космическую систему либо КА, который не входит в космическую систему.

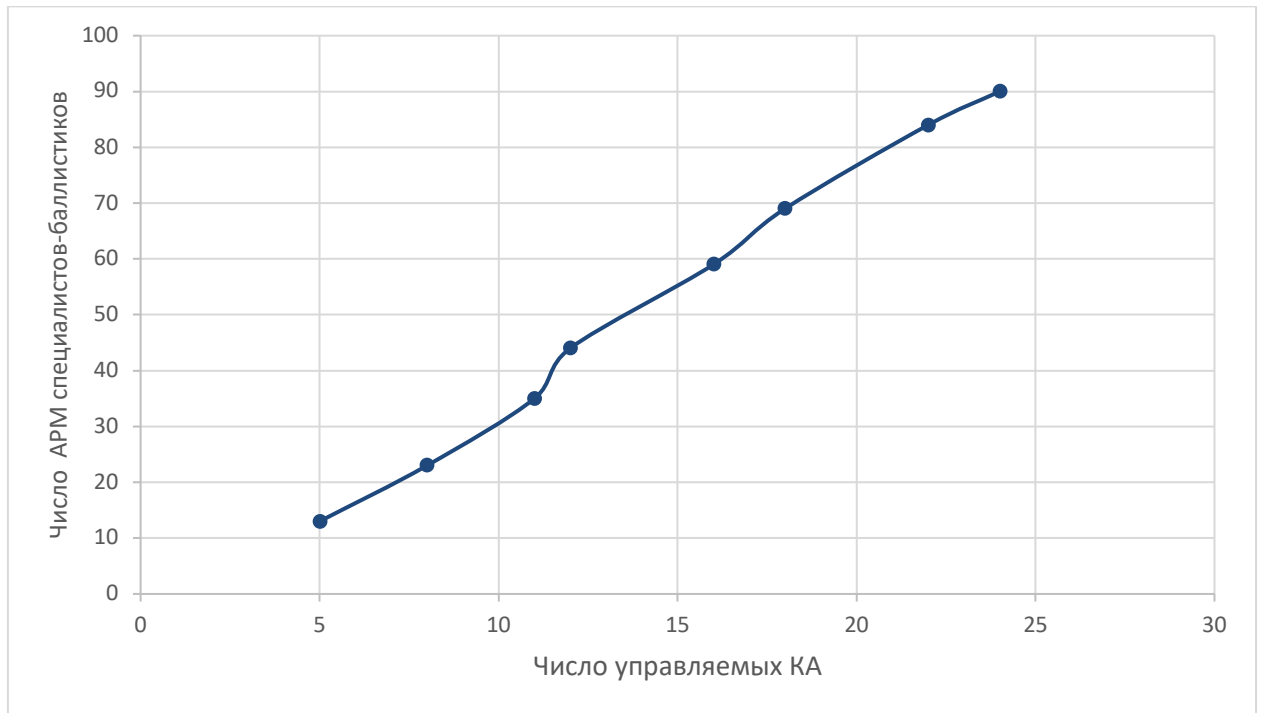


Рисунок 4.16 – Число АРМ специалистов-баллистиков, используемых для обеспечения управления полетами КА из ЦУП АО «ЦНИИмаш»

Ввиду того, что число автоматизированных рабочих мест БНО управления полетами КА и космических систем выбираются исходя из накопленного опыта, к настоящему времени не существует математических моделей, определяющих достаточное количество числа АРМ, обеспечивающих надежное, оперативное и круглосуточное решение задач БНО управления полетами. Исходя из этого, для анализа минимально необходимого числа АРМ БНО управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ, включающей в себя КА, функционирующие на различных орбитах, воспользуемся различными методами аппроксимации статистических данных числа АРМ БНО управления полетами различных КА и космических систем, управляемых из ЦУП, и исходя из критерия минимизации квадрата невязок статистических данных от аппроксимирующей зависимости, найдем минимальное число АРМ, необходимых для обеспечения управления полетами многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из более чем 100 КА, исходя из условия максимальной сходимости

аппроксимирующей функции и статистических данных [46]. Результаты аппроксимации различными способами (приведёнными в разделе 4.1) представлены на рисунках 4.17-4.19.

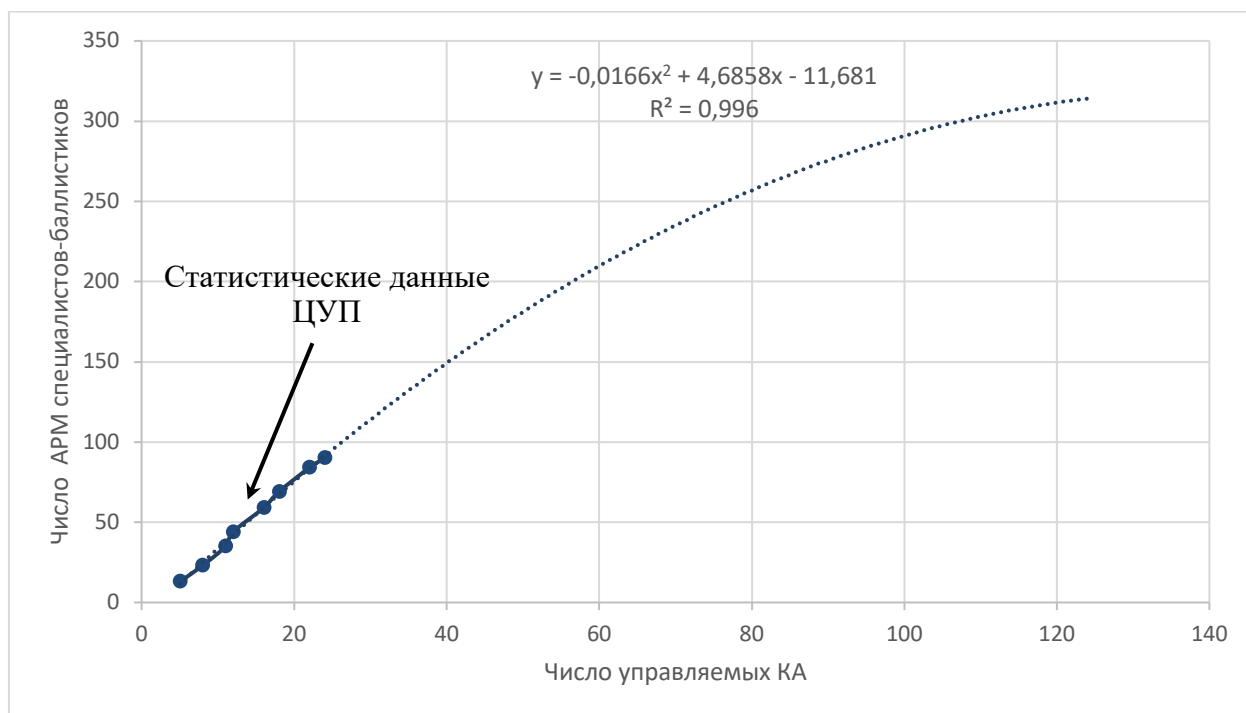


Рисунок 4.17 – Результаты аппроксимации полиномами Лежандра

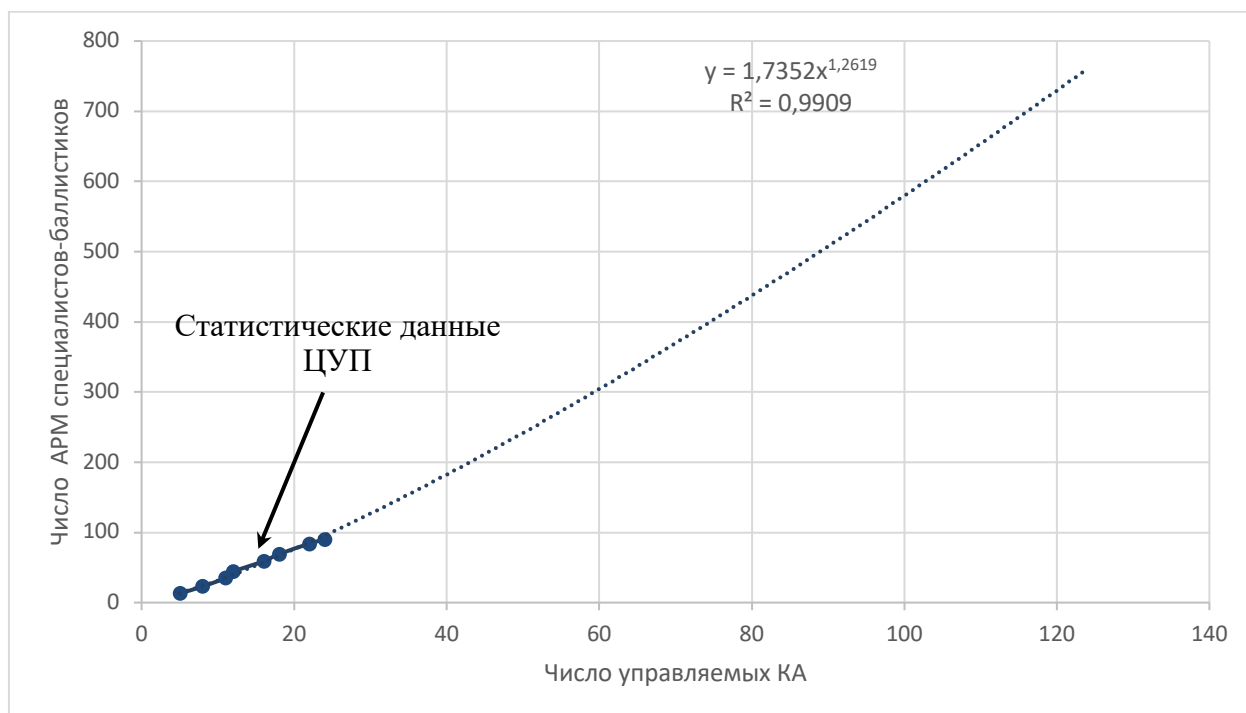


Рисунок 4.18 – Результаты аппроксимации степенной функцией

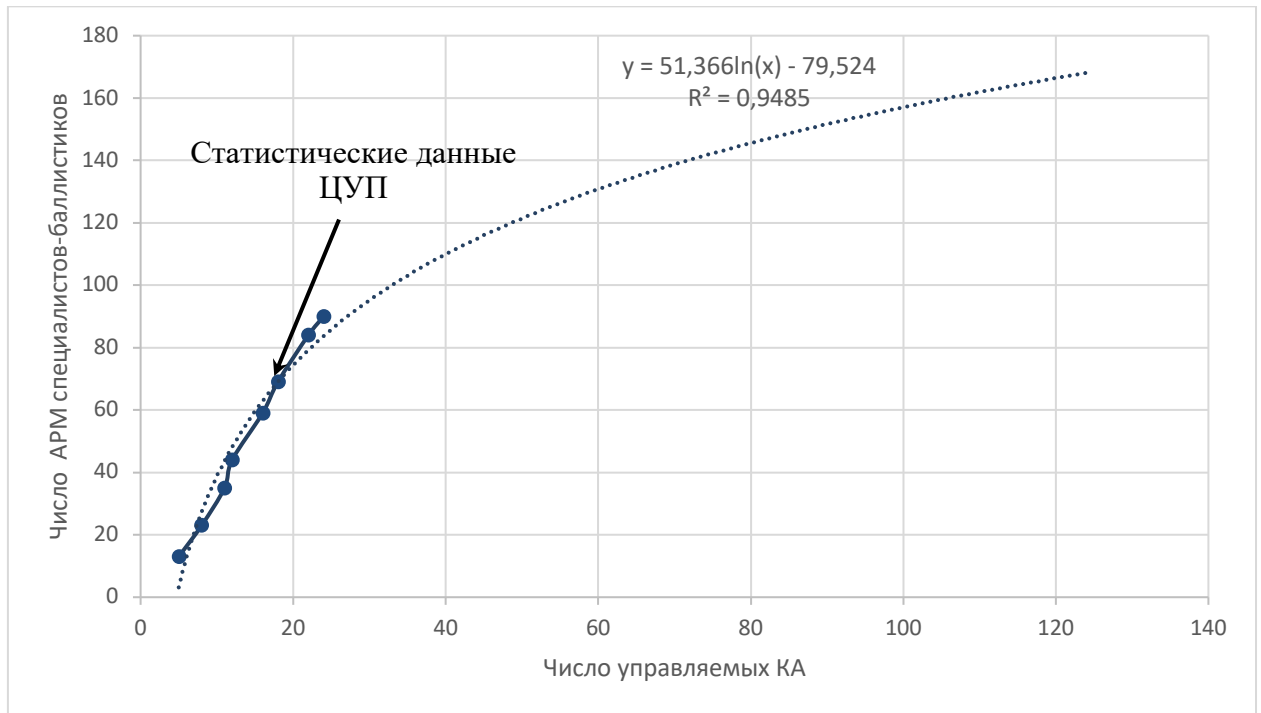


Рисунок 4.19 – Результаты аппроксимации логарифмической функцией

В результате анализа использования различных аппроксимирующих функций, с учетом подбора их коэффициентов, числа степеней и вида функций для минимизации общего числа АРМ, необходимых для обеспечения управления рассматриваемой многоспутниковой космической системой ДЗЗ, минимальное число АРМ получилось в результате использования аппроксимации логарифмической функции. В данном случае число АРМ получилось равным 167, однако коэффициент достоверности такой аппроксимации получился наименьшим для всех вариантов, поэтому данные результаты для дальнейшего анализа использовать не представляется возможным. Наиболее достоверное приближение к статистическим данным показала аппроксимация полиномами Лежандра 2-й степени. Как видно из рисунка 4.17, статистические данные достаточно хорошо аппроксимируются найденной функцией, при этом число АРМ, необходимых для решения задач БНО управления полетом многоспутниковой космической системой ДЗЗ, получилось равным 310, что в 1.85 раза больше результатов, полученных путем использования аппроксимацией логарифмической функцией, и в 2.45

раза меньше результатов, полученных в результате аппроксимации степенной функцией. Исходя из этого, для дальнейших расчетов можно принять число АРМ специалистов-баллистиков, необходимых для обеспечения управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из более чем 100 КА, равным 310.

4.3 Комплексная оценка времени проведения расчетов при решении задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ с учетом техногенного засорения ОКП

С учетом результатов, полученных при оценке необходимого числа маневров поддержания жесткой баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, числа автоматизированных рабочих мест специалистов-баллистиков, необходимых для проведения всех баллистических расчетов для управления многоспутниковой космической системой, анализа существующей циклограммы проведения баллистических расчетов, а также методов планирования и выполнения вышеуказанных расчетов, были разработаны алгоритмы оценки минимального и максимального времени проведения баллистических расчетов для управления многоспутниковыми КС ДЗЗ с использованием существующих подходов. С помощью данных алгоритмов можно будет комплексно оценить возможность использования существующих подходов к организации управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, т.к. основным ограничением при решении задач оперативного БНО является время, необходимое на проведение расчетов, обмен информацией с внутренними и внешними абонентами и, в конечном итоге, закладку результатов расчетов на борт КА и получение с него всей необходимой информации для организации следующих расчетов.

Основной сложностью в разработке алгоритмов и схем проведения расчетов оценки времени выполнения баллистических расчетов с учетом использования существующих подходов к их организации для космических

систем, состоящих из двух десятков КА, к космическим системам, состоящим из сотен КА, является разработка математической модели работы автоматизированных рабочих мест специалистов-баллистиков, с учетом различной их загрузки работами по решению баллистических задач по времени.

Для решения данной задачи процессы организации решения задач БНО управления космическим полетом целесообразно рассматривать как целенаправленный процесс функционирования системы (ЦНПФС), а совокупность взаимосвязанных АРМ специалистов-баллистиков как целенаправленную техническую систему S_0 (ЦУТС) [65]. Поскольку любая деятельность является целенаправленной и требует для своей реализации расхода ресурсов (различных видов) и времени, то и при ее разработке мы будем стремиться к рациональному расходу ресурсов относительно цели деятельности A_0 [25]. В рамках данного исследования необходимо оценить время, необходимое для решения всех комбинаций баллистических задач управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ за одни сутки максимальным и минимальным совокупным составом АРМ специалистов-баллистиков. Процесс решения задач БНО на специализированных АРМ может быть охарактеризован его операционными свойствами (результативность, ресурсоемкость, оперативность и др.), которые в совокупности и во взаимосвязи характеризуют эффективность ЦНПФС. Эффективность — это способность действия давать результат, направленный на достижение цели, соотнесенный с затратами ресурсов всех видов [87]. Под эффективностью решения баллистических задач понимается степень достижения цели управления полетом с учетом привлечения ресурсов (программно-технических, вычислительных, человеческих, временных и др.). Полагая, что вся совокупность баллистических задач распределена по всем незадействованным вычислительным ресурсам таким образом, чтобы исключить незадействованные АРМ при наличии нерешенных задач, для оценки времени решения различных комбинаций баллистических задач за

сутки, эффективность решения баллистических задач условно можно принять за 100%, в противном случае полученный результат необходимо умножить на соответствующий коэффициент.

При решении задач оценки времени, необходимого для решения различных комбинаций баллистических задач, будем рассматривать ЦУТС $\bar{S}_o = [S_0, S_1, \dots, S_n]^T$, которая будет включать в себя все АРМ, предназначенные для решения задач БНО управления полетами КА различного целевого назначения S_n . Так как мы рассматриваем ЦУТС, то каждый АРМ имеет свою цель (решение той или иной совокупности баллистических задач, характерных для каждого КА в определённый момент времени) - A_0 . Цель достигается за счет проведения операций с использованием ресурсов системы. Под стратегией управления ресурсами U понимается порядок использования ресурсов системы для достижения конечной цели. Таким образом, для достижения цели БНО управления полетами решаются баллистические задачи, которые выполняются с использованием ресурсов АРМ по определенной стратегии управления, обеспечивающей достижение поставленной цели, т.е. цель достигается путем получения результата каждой операции Y [44].

$$\bar{Y}(u) = \bar{f}(q(u), C(u), T(u)) \quad (4.8)$$

где, u – выбранная стратегия управления $q(u)$ – показатель характеризующий степень выполнения цели управления, $C(u)$ – показатель характеризующий степень задействования ресурсов, $T(u)$ – показатель характеризующий затраченное время.

В качестве допущения мы будем рассматривать потенциальную эффективность использования активных средств при постоянной стратегии управления для каждого используемого АРМ, обеспечивающую эффективность решения баллистических задач равной 100% ($u = const$).

Рассмотрим более подробно показатель, характеризующий степень задействования ресурсов $C(u)$.

$$C(u) = f(Y_{\text{тр}}(u), q), \quad (4.9)$$

где $Y_{\text{тр}}(u)$ – требуемый результат, q – число затраченных ресурсов

$$Y_{\text{тр}}(u) = \sum y_i, \quad (4.10)$$

где y_i – выход конечного автомата M , использующегося при моделировании использования АРМ

$$M = (X, Y, S, \delta, \lambda) \quad (4.11)$$

где X, Y – множество входных и выходных значений, S – конечное множество состояний, δ – функция переходов, λ – функция выходов, при этом используемые ресурсы ЦУП моделировались двумя типами автоматов:

$$\begin{cases} y_i = \delta(s_i) \\ s_{i+1} = \lambda(x_i) \end{cases} \quad (4.12)$$

$$\begin{cases} y_i = \delta(s_i, x_i) \\ s_{i+1} = \lambda(s_i, x_i, r(t)) \end{cases}, \quad (4.13)$$

где $r(t)$ – текущее положение КА

Пример построения конечного автомата, моделирующего работу АРМ, решающего задачи БНО, представлен на рисунке 4.20.

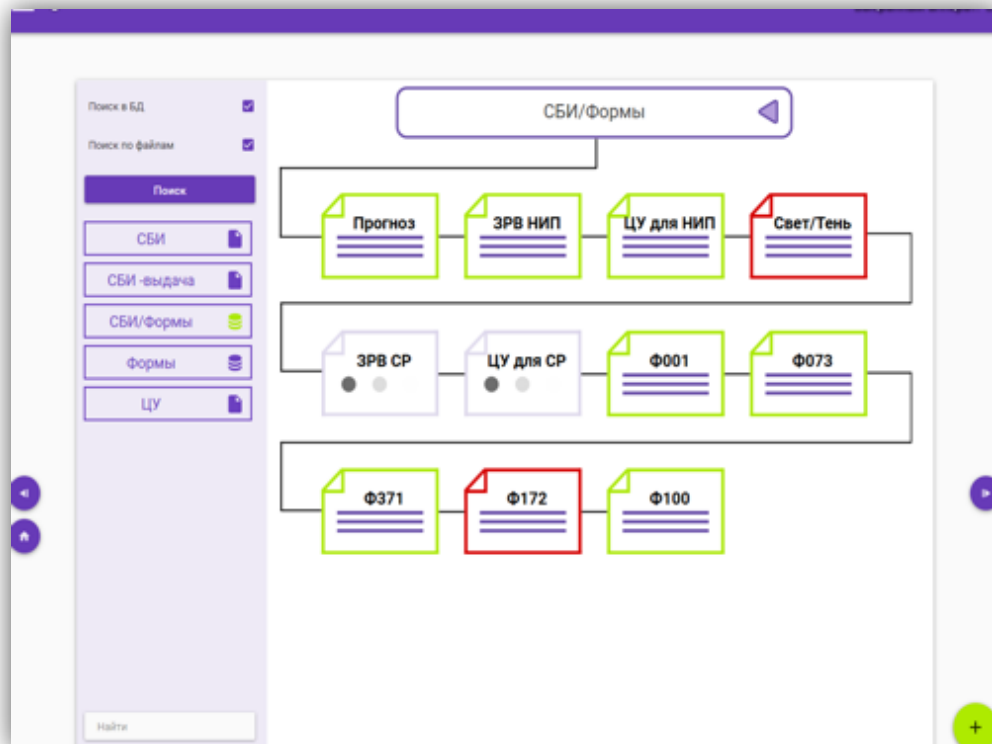


Рисунок 4.20 – Пример построения конечного автомата АРМ

Исходя из того, что для обеспечения качественного и надежного решения задач БНО управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ значение требуемого результата операции $Y_{\text{тр}}(u)$ должно быть 100%, стратегия управления ресурсами $u=\text{const}$, максимальное и минимальное число используемых АРМ q для управления космической системой, состоящей из 5 КА, равно 6, а для управления 122 КА необходимо как минимум 310 АРМ, появляется возможность оценить время, необходимое для решения различных комбинаций задач БНО управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ, максимальным и минимальным составом АРМ.

Для решения данной задачи была дополнена схема проведения расчетов максимально возможного числа маневров поддержания жесткой баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, представленная на рисунке 4.13. Были дополнительно разработаны блоки формирования планов проведения баллистических расчетов на сутки и формирования плана задействования АРМ, кроме того, был доработан блок формирования выходной информации в части возможности расчета времени решения баллистических задач. Для возможности задания различного числа АРМ специалистов-баллистиков был расширен состав функций ввода набора начальных условий. Общая схема проведения вычислений максимально возможного времени проведения баллистических расчетов приведена на рисунке 4.21.

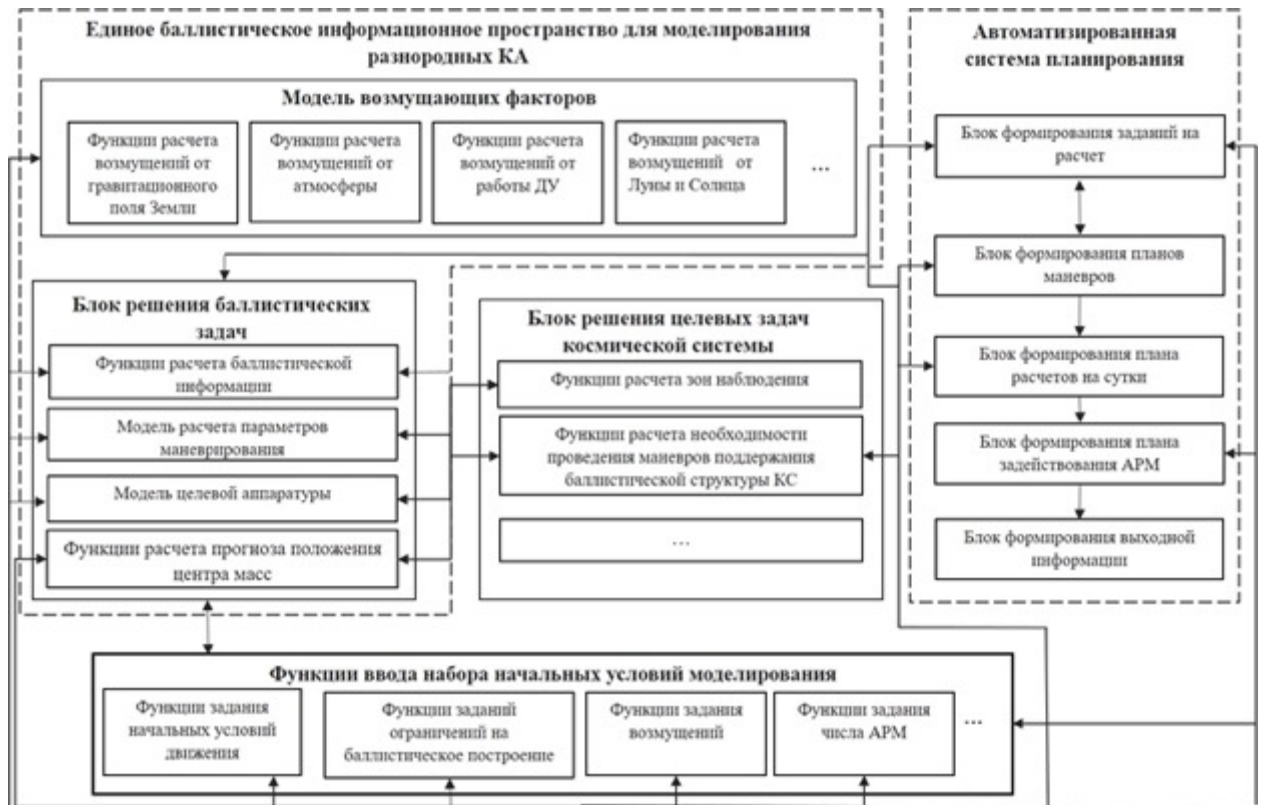


Рисунок 4.21 – Схема проведения вычислений для оценки времени проведения баллистических расчетов

Таким образом, порядок вычислений сформировался в следующем виде: набор баллистических задач, необходимых для решения на конкретные сутки для каждого КА, формируется в автоматизированной системе планирования, которая формирует запросы на проведение расчетов в блок решения баллистических задач, в качестве исходных данных блок формирования заданий на расчет использует различные наборы начальных условий движения КА (варьируются как сами значения координат и скоростей КА, так и даты начальных условий), набор ограничений на баллистическое построение (рассчитываются различные комбинации ограничений на поддержание конкретных параметров орбиты из таблицы 4.1), набор вариаций возмущений от плотности атмосферы, баллистического коэффициента, коэффициента давления солнечного света и др. факторов, влияющих на прогнозирование положения центра масс КА, а также числа АРМ, на которых возможно решение баллистических задач, сформированных на текущие сутки для каждого КА. Блок решения баллистических задач непосредственно

осуществляет проведение стандартных баллистических расчетов, включая прогнозирование параметров центра масс КА, расчет углов ориентации КА, режимов стабилизации КА при проведении маневров и при проведении съемок поверхности Земли, проведение расчетов параметров коррекций орбиты КА, а также параметры зон радиовидимости и другой стандартной баллистической информации. Далее, блок решения баллистических задач, в соответствии с поступившем заданием на расчет, формирует запрос в блок функций ввода набора начальных условий моделирования. В данном блоке методом Монте-Карло генерируются случайные наборы начальных условий с учетом различных сезонов прогнозирования, а также циклов солнечной активности. Далее, с помощью блока решения целевых задач определяются необходимые к решению баллистические задачи (в основном, из-за необходимости проведения маневров КА). Далее, в блоке формирования планов баллистических расчетов на сутки формируется конкретный набор баллистических задач, в зависимости от текущей баллистической обстановки и заданного ТЦУ для каждого КА в составе космической системы ДЗЗ, который распределяется по свободным АРМ с помощью блока формирования задания АРМ. Затем происходит непосредственное решение всех запланированных баллистических задач на сутки и подсчитывается время на их выполнение. На этом заканчивается одна итерация. Всего, методом Монте-Карло генерируется 1000 различных вариантов баллистических расчетов на сутки.

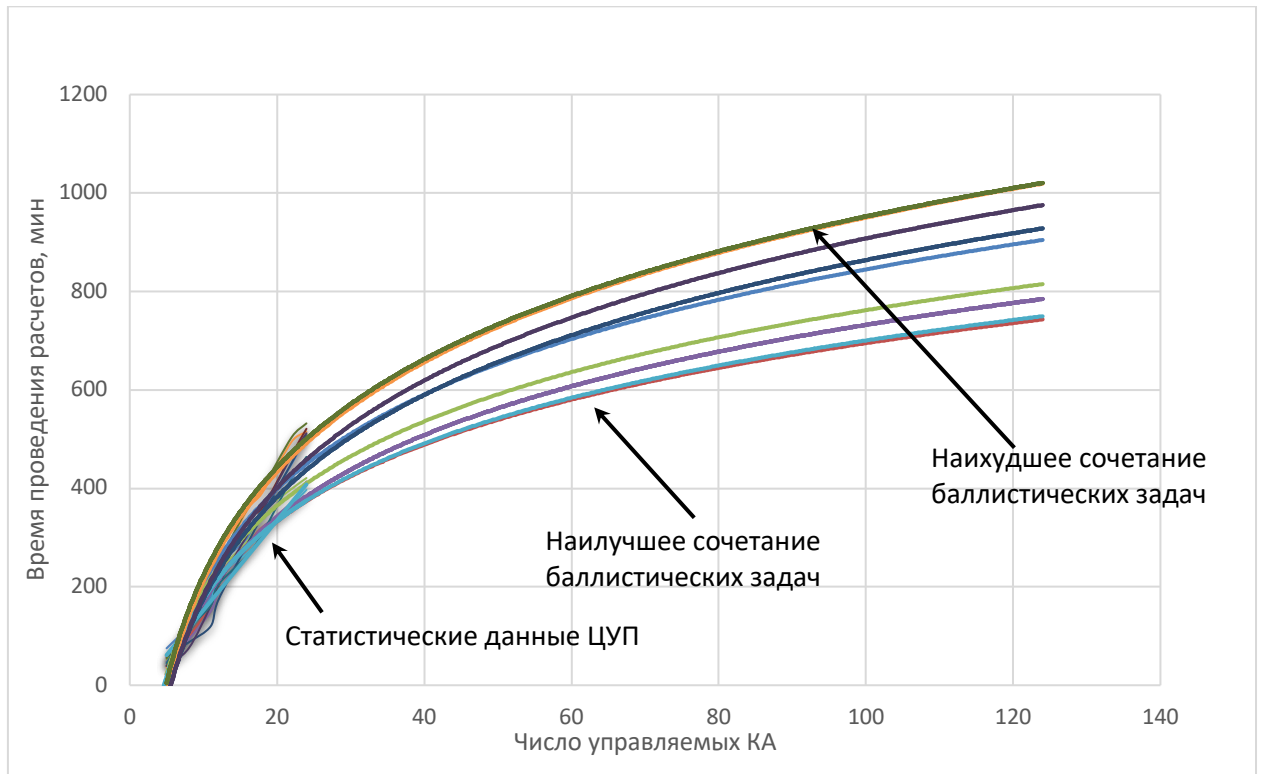


Рисунок 4.22 – Результаты расчетов времени решения баллистических задач

На рисунке 4.22 приведены результаты нахождения максимального времени, необходимого для проведения различных комбинаций баллистических расчетов для обеспечения управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, с использованием существующих подходов, а также ограниченным числом АРМ специалистов-баллистиков. Как видно из рисунка, при наихудшем сочетании числа баллистических задач на текущие сутки для управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из более чем 100 КА, необходимо затратить более 1000 минут машинного времени или порядка 17 часов в сутки. При этом результаты моделирования не учитывают время, необходимое на обмен информацией, парирование ошибок оператора, некорректную работу специального программного обеспечения, а также ошибок в исходных данных. Необходимость ручной корректировки планов проведения вычислений для исправления всех вышеперечисленных ошибок безусловно еще увеличит время, необходимое для решения баллистических задач.

Анализ полученных результатов моделирования (рисунок 4.22) показал достаточно высокую сходимость предложенного метода оценки времени, необходимого для решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, со статистическими данными, накопленными при организации управления полетами автоматических КА и космических систем из ЦУП АО «ЦНИИмаш».

Для сравнения результатов были выполнены аналогичные расчеты для аналогичной многоспутниковой космической системы ДЗЗ, но с использованием 310 АРМ (см. раздел 4.2). Результаты моделирования одного из вариантов распределения баллистических задач и расчета времени их решения на одни сутки приведены на рисунке 4.23. Как видно из рисунка, в зависимости от распределения числа баллистических задач, необходимых для обеспечения управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ, на интервале в 1 сутки время может варьироваться от 15 до 40 минут, без учета времени на проведение обменов, парирование возможных нештатных ситуаций, вызванных как неправильной работой специального программного обеспечения, так и ошибками оператора, а также некорректных исходных данных, необходимых для начала расчетов. Данные результаты достаточно хорошо согласуются со статистикой, накопленной в ЦУП АО «ЦНИИмаш» при управлении полетами КА и космическими системами различного целевого назначения.

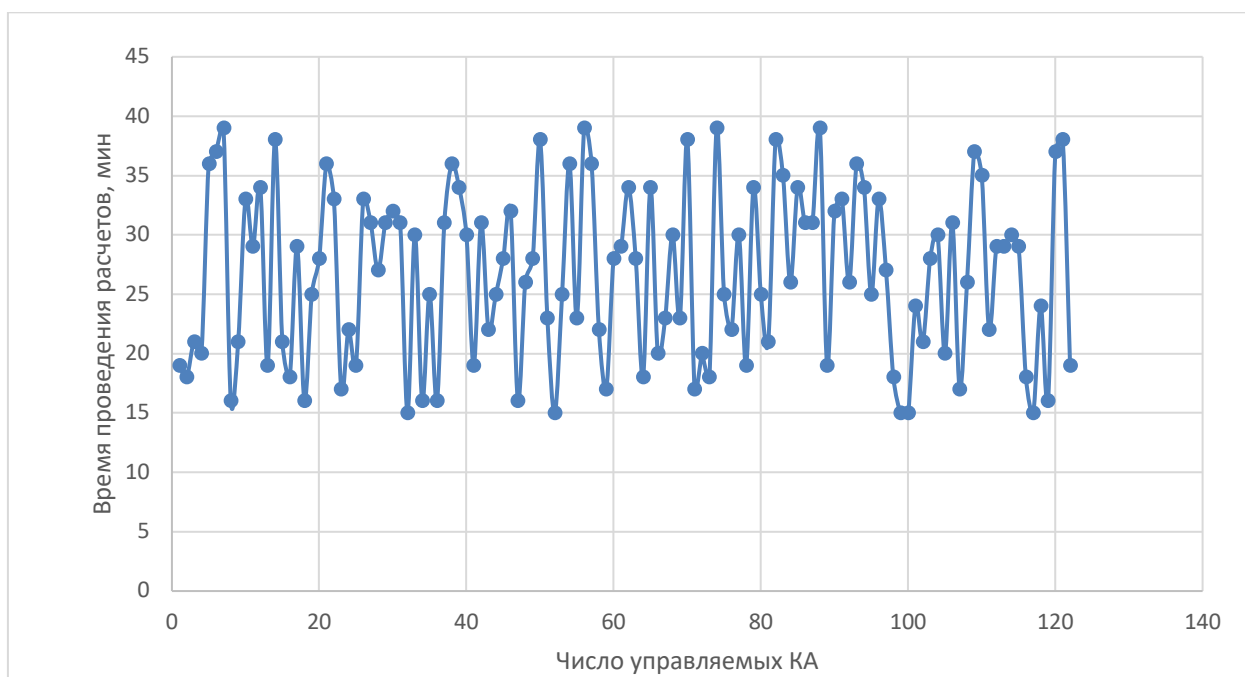


Рисунок 4.23 – Результаты расчетов времени решения баллистических задач

Таким образом, можно сделать вывод, что для обеспечения решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем с использованием существующих подходов необходимо кратное увеличение используемых ресурсов, в противном случае, время, необходимое для проведения всех баллистических расчетов на сутки, оказывается существенно большим, чем необходимое время для оперативного управления. Результаты моделирования показали, что для обеспечения решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ за такое же время, которое необходимо для решения аналогичных задач при управлении космическими системами ДЗЗ, состоящими из нескольких десятков КА, необходимо более 300 АРМ только специалистов-баллистиков, что сравнимо со всеми постами управления, используемыми в настоящее время для управления российским сегментом международной космической станции. Исходя из этого, можно сделать вывод, что использование существующих подходов для управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ невозможно.

4.4 Выводы по главе 4

Глава посвящена комплексному исследованию вопросов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ с использованием существующих методов. Для проведения данного исследования были проанализированы процессы организации БНО управления существующими КС ДЗЗ. В результате анализа были выявлены критические операции, требующие максимального времени для подготовки и проведения расчётов, а именно, проведение коррекций орбит КА для жесткого поддержания баллистической структуры, проведение маневров уклонения и компенсации ошибок выведения, а также решение задач планирования и контроля решения баллистических задач для каждого КА, входящего в КС ДЗЗ, на текущие сутки.

Возможность использования существующих подходов к организации БНО управления КС ДЗЗ, состоящими из нескольких КА, применительно к решению аналогичных задач для многоспутниковых КС, состоящих из более чем 100 КА, оценивалась по следующим характеристикам:

- максимальное число маневров КА, которые необходимо обеспечить за текущие сутки полета;
- максимальное число АРМ специалистов-баллистиков, необходимое для решения всех задач БНО управления многоспутниковой КС с учетом ограничений по оперативности решения задач;
- максимальное время, необходимое для решения всех задач БНО управления многоспутниковой КС существующими АРМ специалистов-баллистиков ЦУП.

В качестве исходных данных была выбрана планируемая к выведению в рамках Федерального проекта «Сфера» многоспутниковая КС ДЗЗ, состоящая из 122 КА.

Для проведения комплексной оценки всех вышеперечисленных характеристик были разработаны методики, обеспечивающие наилучшую сходимость накопленных в ЦУП АО «ЦНИИмаш» статистических данных с прогнозными значениями.

В результате проведенного моделирования жесткого поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, максимальное число маневров поддержания баллистической структуры составило 1081 за 1 год, либо в среднем 3 за день (без учёта необходимости проведения маневров уклонения и коррекции ошибок выведения), что более чем в 10 раз превышает число проводимых маневров для КА, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш».

Результат анализа максимального числа АРМ специалистов-баллистиков, необходимый для решения всех задач БНО управления рассматриваемой многоспутниковой КС ДЗЗ за время сравнимое с существующими расчётами, показал необходимость увеличения числа АРМ до 310, что в свою очередь обеспечит время, необходимое для проведения всех расчетов от 15 до 40 минут, без учета времени на проведение обменов и парирование возможных нештатных ситуаций. Такое число АРМ специалистов-баллистиков, необходимое для управления многоспутниковыми КС, может сравниться с полным числом АРМ управления пилотируемыми космическими комплексами.

Результат моделирования максимального времени, необходимого для решения всех задач БНО управления рассматриваемой многоспутниковой КС существующими АРМ специалистов-баллистиков, показал необходимость затрат более 1000 минут машинного времени или порядка 17 часов в сутки (без учета времени, необходимого на проведение обменов и парирование НШС).

Таким образом, в результате проведенного комплексного анализа, можно сделать вывод о невозможности использования существующих подходов, использующихся для организации БНО управления

малочисленными КС ДЗЗ, применительно к многоспутниковым КС ДЗЗ без кратного увеличения выделяемых ресурсов.

5. Синтез комплексов алгоритмов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП

5.1 Методика построения единого баллистического информационного пространства БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП

Основная проблема, возникающая при решении задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами в условиях засоренности околоземного космического пространства – необходимость решения большого количества различных баллистических задач для большого количества космических аппаратов (исчисляемых сотнями), с учетом возможности столкновения с отслеживаемыми функционирующими и нефункционирующими космическими объектами, численность которых к настоящему времени достигает более 30000 единиц. При этом КА могут иметь различные типы орбит, характеристики целевой аппаратуры, источники навигационной информации и, как следствие, точность определения параметров движения ЦМ. Существующие подходы, описанные выше, для решения задач БНО управления полетами различных КА и космических систем предполагают создание распределенной системы с привлечением отдельного АРМ и баллистического ПО под каждый КА. С учетом исследований, приведенных в главе 4, такой подход для управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ использовать невозможно, таким образом, для обеспечения решения задач БНО управления разнородными космическими системами, особенно многоспутниковыми, необходимо иметь единое баллистическое информационное пространство, в котором возможно моделировать движение всех КА, функционирующих на

различных типах орбит, имеющих различную целевую и служебную аппаратуру, и, как следствие, различные интервалы времени автономной работы. Для решения всех вышеперечисленных задач БНО управления полетами на заданном интервале моделирования единое баллистическое информационное пространство должно обеспечивать проверку адекватности начальных условий, которые используются в математических моделях движения всех входящих в нее космических объектов. Также для моделирования разнородных космических объектов в единой среде необходимо обеспечить инвариантность представления вышеуказанных моделей при решении задач БНО управления полетом одновременно для всех КА, входящих в единое баллистическое информационное пространство.

В основу создания единого баллистического информационного пространства была положена разработанная для Базового ЦУП Госкорпорации «Роскосмос» библиотека стандартных баллистических процедур, которая позволяет моделировать движение разнотипных КА с динамически настраиваемой математической моделью.

Решение целевых задач ДЗЗ многоспутниковыми космическими системами требует использования орбит различного класса, имеющих свои преимущества и недостатки. Рабочие орбиты космических комплексов в зависимости от целевого предназначения будут отличаться по форме (круговые и эллиптические), высоте (низкие, средние, высокоэллиптические и геосинхронные орбиты), наклонению (экваториальные $i = 0^\circ$, наклонные $i \neq 0^\circ$, полярные $i \approx 90^\circ$). На рисунке 5.1 в качестве примера представлено графическое представление распределения отслеживаемых космических объектов, наблюдаемых в ОКП по высотам.

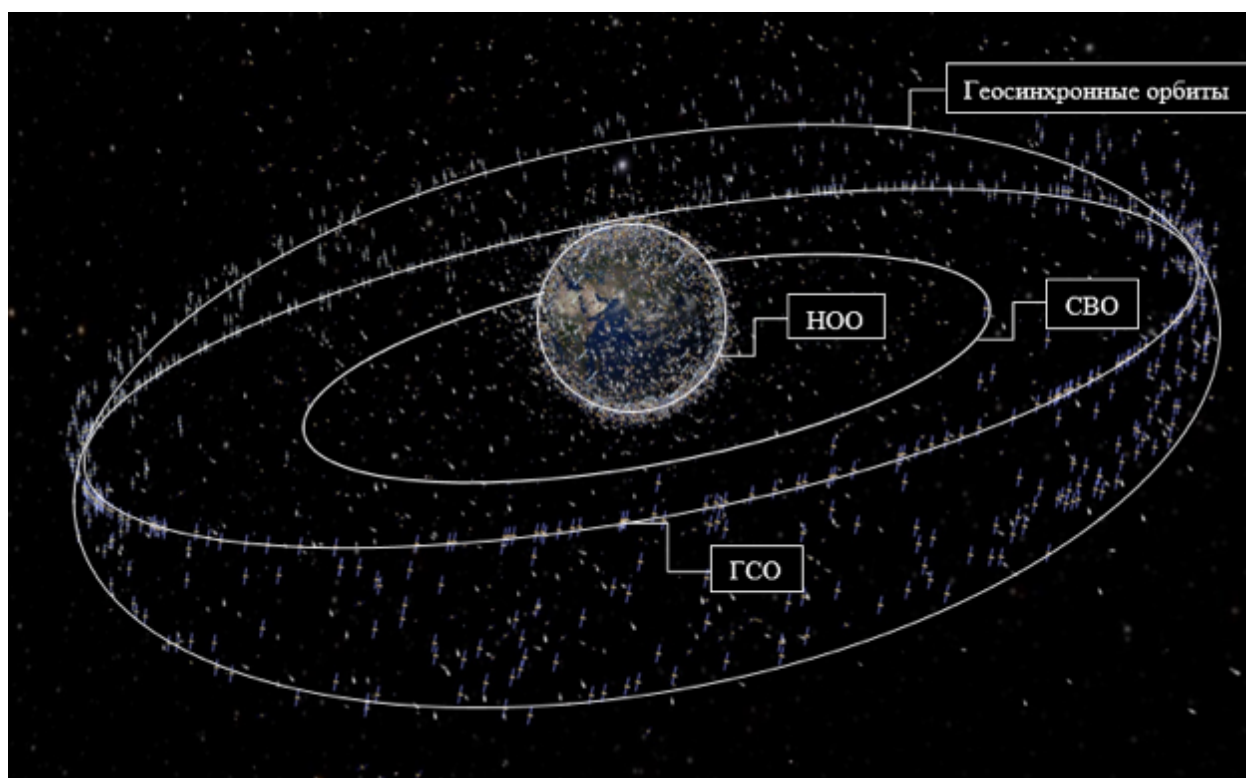


Рисунок 5.1 – Распределение отслеживаемых объектов по высотам

Также в зависимости от рабочей орбиты КА могут использовать различные виды навигационных измерений с различной точностью и оперативностью решения навигационной задачи. Следовательно, для повышения точности определения параметров движения ЦМ КА необходимо под каждый обслуживаемый КА подбирать математическую модель, соответствующую не только типу орбиты, но и используемым источникам навигационных измерений. Кроме того, при решении задачи оценки частоты проведения сеансов навигационных измерений необходимо учитывать используемую на борту КА математическую модель, а также требования к точности удержания орбитальных позиций КА, входящих в орбитальную группировку, что приводит к необходимости создания единой баллистической информационной среды.

5.1.1 Общее математическое описание единого баллистического информационного пространства

Для обеспечения моделирования движения разнородных КА, функционирующих на различных орбитах, имеющих различные источники

навигационной информации и время автономной работы в едином баллистическом информационном пространстве, в его основу было положено использование фундаментального виртуального пространства F (5.1), в котором были собраны и программно реализованы все известные на сегодняшний день модели движения центра масс КА в околоземном космическом пространстве, модели возмущения, которые могут действовать на КА в полете, а также все модели навигационных источников информации, использующиеся в настоящее время при управлении КА:

$$F = \Phi \cup N; \quad (5.1)$$

$$N = \{n_0, \dots, n_i\}; \quad (5.2)$$

$$\Phi = \{\phi_0, \dots, \phi_n\}; \quad (5.3)$$

$$\phi = \sum_{j=0}^m k_j; \quad (5.4)$$

$$n = \{\varphi, \lambda, Dx, \Delta f, \gamma, \Psi_i^{\text{пд}}, \Psi_i^{\text{пс}}\}; \quad (5.5)$$

где Φ - множество возмущающих факторов, влияющих на движение центра масс,

N – множество источников навигационных измерений,

ϕ – правые части дифференциальных уравнений движения центра масс,

φ, λ – геодезические координаты наземной станции (при использовании наземного контура управления),

Dx – значение среднеквадратической ошибки измерительной системы, используемое для определения весовой матрицы сеанса измерений [2],

$\Psi_i^{\text{пд}}, \Psi_i^{\text{пс}}$ – измерения псевдоскоростей и псевдодальностей i -го спутника глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС),

Δf – уход частоты опорного генератора,

γ – уход времени ($\Delta f, \varphi, \Psi_i^{\text{пд}}, \Psi_i^{\text{пс}}$) необходимы при использовании бортовых источников навигации по измерениям ГНСС) [86].

Таким образом, с помощью фундаментального виртуального пространства появляется возможность общего описания модели действующих КА в виде наблюдаемой, управляемой, стохастической динамической системы

(5.6), в которой можно будет определить для каждого КА адекватную баллистическую модель на интервале моделирования $[t_0, t)$.

$$S_{DS}^u = f(T, \bar{x}, M(x), \bar{u}, U, Q_0(\bar{x}_0, t_0, \varphi[t_0, t], f(\phi, t, n), t), \quad (5.6)$$

где T – множество моментов времени ($T \in \mathcal{R}$) t , в которые реализуется процесс, $\bar{x} = \|x_1, x_2, \dots, x_m\|$ – вектор, параметры которого определяют состояние процесса, $M(x)$ – множество возможных состояний процесса, \bar{u} – вектор управления, определенный на множестве возможных управлений U , $Q_0(\bar{x}_0, t_0, \varphi[t_0, t], f(\phi, t, n), t)$ – оператор перехода во множестве состояний процесса X , действующий на момент $t \geq t_0$, $\varphi[t_0, t)$ – множество векторов управления на полуинтервале $[t_0, t)$, $f(\phi, t, n)$ – параметры модели прогнозирования положения центра масс, определенные на множестве фундаментального виртуального пространства F .

Кроме того, с помощью данной модели, путем обнуления функций управления \bar{u} можно моделировать движение оставшихся на орбите неуправляемых КА, а также космического мусора.

Определим параметры баллистической модели S_{DS}^u для i -го КА, состоящего в космической системе O , на полуинтервале $[t_0, t)$, тогда

$$(S_{DS}^u)^i = \{\bar{x}_0, \bar{u}_0, Q_0(\bar{x}_0, t_0, \varphi[t_0, t], f(\phi_i, t, n_i), t)\}, \quad (5.7)$$

В таком случае $(S_{DS}^u)^i$ можно назвать оперативным виртуальным пространством KA^i .

Для каждого конкретного КА или космического объекта функция $f(\phi_i, t, n_i)$ может быть определена в виде системы дифференциальных уравнений в инерциальной системе координат (см. раздел 3.1).

С помощью оперативного виртуального пространства каждого КА, входящего в космическую систему, можно определить оперативное виртуальное пространство космической системы в целом O .

$$O = \{(S_{DS}^u)^0, \dots, (S_{DS}^u)^i\}, \quad (5.8)$$

На рисунке 5.2 представлена графическая интерпретация фундаментального виртуального пространства, оперативного виртуального пространства КА и оперативного виртуального пространства системы КА.

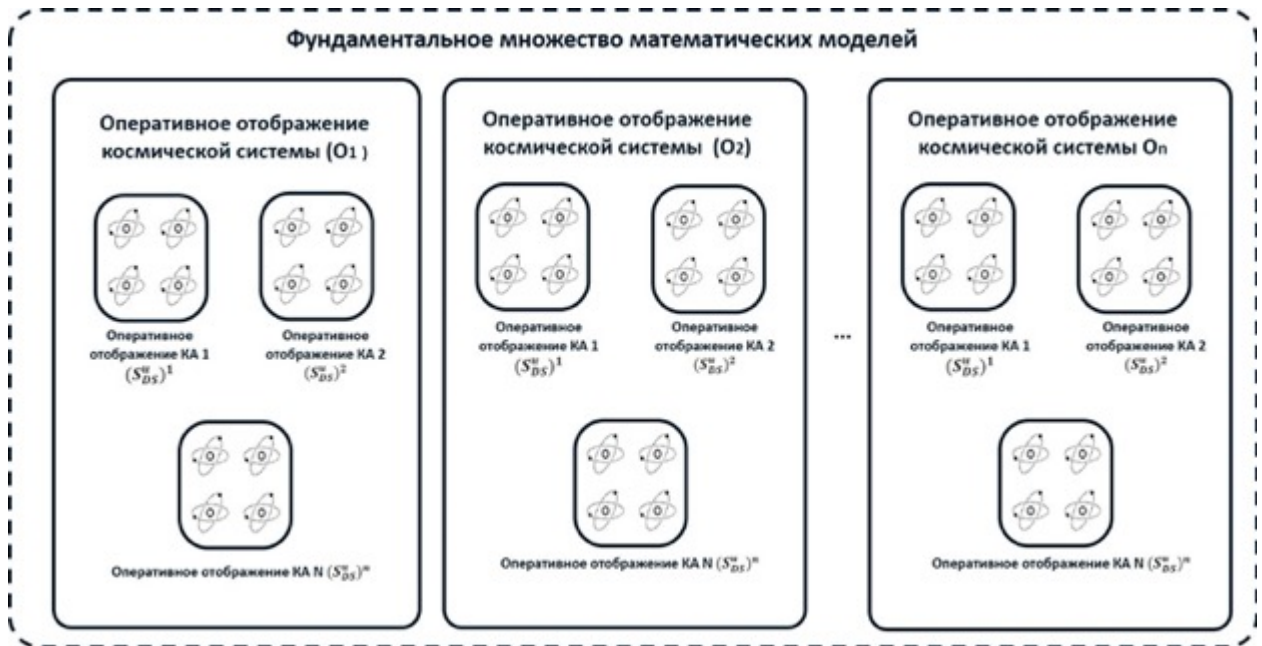


Рисунок 5.2 – Графическое представление построения моделей

Таким образом, с помощью фундаментального виртуального пространства, а также общего описания баллистических моделей КА и космических объектов можно построить единое, самонастраиваемое, адекватное (на интервале моделирования) баллистическое информационное пространство, включающее в себя модели всех зарегистрированных космических объектов в ОКП. С помощью такого единого информационного пространства возможно будет решить проблему оперативного решения задач управления космическим движением разнородных КА в единой системе.

5.1.2 Алгоритм выбора модели движения центра масс КА, входящих в единое баллистическое информационное пространство

После определения начальных условий движения центра масс КА (\bar{x}_0), входящих в многоспутниковую космическую систему, одной из важнейших задач является определение параметров баллистической модели S_{DS}^u для каждого КА, входящего в космическую систему O , на полуинтервале $[t_0, t)$,

$\Sigma_{i=0}^n (S_{DS}^u)^i = \Sigma_{i=0}^n \{(\bar{x}_0, \bar{u}_0, Q_0(\bar{x}_0, t_0, \varphi[t_0, t]), f(\phi, t, n), t)\}^i$, где n – общее число КА в систему.

Как было описано в разделе 5.1.1, за математическую модель движения центра масс КА отвечает функция $f(\phi, t, n)$, которая включает параметры модели прогнозирования положения центра масс, определенные на множестве фундаментального виртуального пространства F . Следовательно, для определения адекватной математической модели движения для каждого КА, входящего в космическую систему, необходимо определить две ее составляющие: ϕ – правые части дифференциальных уравнений движения центра масс и n – источники навигационных измерений. Время определяется исходя из заданных начальных условий $\bar{x}_0 = \{x, y, z, V_x, V_y, V_z, S_{bal}, S_R, t\}$.

Так как количество слагаемых в правых частях дифференциальных уравнений напрямую зависит от параметров орбиты, которые характеризуют ее геометрию ($e, h_{cp}, h_{max}, h_{min}$), исходя из начальных условий движения \bar{x}_0 , необходимо определить значения этих параметров. В случае, если начальные условия движения заданы в инерциальной системе координат, например, J2000, необходимо их сначала перевести в гринвичскую систему координат (ГСК). Матрица перехода из СК J2000 в ГСК $M_{J2000 \rightarrow ГСК}$ вычисляется как

$$M_{J2000 \rightarrow ГСК} = R_{pol} \times R_S \times N \times P \quad (5.9)$$

где P – матрица прецессии, определяющая переход от среднего экватора и равноденствия фундаментальной эпохи J 2000.0 к среднему экватору и равноденствию текущей эпохи; аргументами P являются прецессионные параметры ζ_A, Z_A, θ_A как функции текущей эпохи;

N – матрица нутации, аргументами N являются величины нутации в долготе N_ψ и нутации в наклоне N_ϵ ;

R_S – матрица поворота СК в плоскости истинного экватора на угол S_\oplus , определяющий Гринвичское звёздное время в текущую эпоху;

R_{pol} – матрица, учитывающая смещение положения мгновенного полюса Земли в текущую эпоху относительно международного условного начала. Соотношения для расчёта элементов матриц P, N, R_S, R_{pol} приведены, например, в [42].

Затем начальные условия необходимо перевести в сферическую геоцентрическую систему координат. В состав параметров, определяющих положение ЦМ КА в сферической геоцентрической системе координат, входят:

- географическая (геоцентрическая) широта $\varphi_{ГЦ}$;
- географическая долгота $\lambda_{Г}$;
- радиус r .

Связь между координатами ЦМ КА в СГСК и ГСК описывается следующими соотношениями:

$$\varphi_{ГЦ} = \arcsin \frac{z}{r} = \arctg \frac{z}{r_1}; \quad (5.10)$$

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \quad (5.11)$$

$$\sin \lambda_{Г} = \frac{y}{r_1}; \cos \lambda_{Г} = \frac{x}{r_1}; \quad (5.12)$$

где $r_1 = \sqrt{x^2 + y^2}$.

Для принятой в определении СГСК сферической модели Земли высота полёта КА h над её поверхностью вычисляется как

$$h = r - R_3; \quad (5.13)$$

где R_3 – радиус Земли.

В качестве R_3 обычно принимается средний радиус Земли $R_{3cp} = 6371$ км. R_{3cp} представляет собой радиус шара, равного по объёму геоиду.

После этого на интервале один виток (до момента времени, когда координата z в ГСК поменяет свой знак с «-» на «+») методом численного интегрирования определяются значения h_{max} , h_{min} и h_{cp} (для околокруговых орбит).

Далее, в зависимости от величин максимальной и минимальной высот (или средней высоты в случае круговой орбиты) определяется тип орбиты КА:

- низкоорбитальная - КА с высотами от 160 км до 2000 км над поверхностью Земли;
- среднеорбитальная – КА с высотами от 2000 км до 35786 км над поверхностью Земли;
- геостационарные и геосинхронные – КА, имеющие период обращения вокруг Земли, равный звёздным (сидерическим) суткам - 23ч 56м 4,09с и высоту порядка 35786 км над поверхностью Земли;
- высокоэллиптические – КА, достигающие высот более 35786 км над поверхностью Земли и имеющие значительный эксцентриситет (от 0,25).

Далее, в зависимости от типа орбиты осуществляется обнуление слагаемых правых частей дифференциальных уравнений ϕ , которые либо оказывают минимальное возмущения на движение КА по сравнению с другими составляющими. Например, при движении КА на низкой околоземной орбите, наибольшее влияние на его траекторию оказывает возмущение от влияния атмосферы Земли, а также ускорение от силы притяжения Земли. Влиянием же притяжения Луны и Солнца, в данном случае можно пренебречь. Аналогичным образом настраиваются параметры модели движения для каждого КА, находящегося в единой баллистической информационной системе.

Следующей операцией определения моделей КА является определение источников навигационной информации

$n = \{\varphi, \lambda, Dx, \Delta f, \gamma, \Psi_i^{\text{пд}}, \Psi_i^{\text{пс}}\}$. В настоящее время абсолютное большинство функционирующих КА для решения задачи навигации используют комбинированную систему из измерений текущих навигационных параметров с помощью наземных средств, характеризующихся параметрами φ, λ, Dx и векторами-состояния, полученными с помощью аппаратуры спутниковой навигации, характеризующиеся параметрами $\Delta f, \gamma, \Psi_i^{\text{пд}}, \Psi_i^{\text{пс}}$. Все вышеуказанные параметры, характеризующие источники навигационной информации используются при первоначальной обработке информации и пересчете ее в измеренные значения скорости и дальности D, \dot{D} для наземных измерительных станций, либо в семимерные вектора-состояния КА $\bar{x}_0 = (x, y, z, V_x, V_y, V_z, t)$ для аппаратуры спутниковой навигации. Затем эти данные будут использоваться при решении задачи определения орбиты. В случае если КА не использует тот или иной вид навигационной информации, тогда соответствующие составляющие модели источников навигационных измерений обнуляются.

5.1.3 Алгоритм определения адекватности начальных условий движения центра масс КА, находящихся в едином баллистическом информационном пространстве

Все начальные условия движения центра масс КА в едином информационном баллистическом пространстве хранятся в виде векторов-состояния каждого КА в гринвичской системе координат $\bar{x}_0 = (x, y, z, V_x, V_y, V_z, S_{bal}, S_R, t)$, где x, y, z, V_x, V_y, V_z – проекции векторов положения и скорости на оси ГСК, S_{bal}, S_R – баллистический коэффициент и коэффициент солнечного давления, которые используются в качестве уточняемых элементов при решении задачи определения орбиты, t – время, на которое получен вектор-состояния КА. Исходя из того, что измерения по каждому КА приходят непостоянно по времени и имеют различную точность, а также в зависимости от целевой задачи требования к точности определения орбиты для каждого КА в многоспутниковой космической системе может

быть разным – время автономной работы каждого КА (без необходимости уточнения параметров его орбиты) также может быть разным. Следовательно, для обеспечения корректности решения баллистических задач для всех КА, входящих в многоспутниковую космическую систему ДЗЗ, с помощью единого информационного баллистического пространства необходимо решить задачу проверки адекватности всех начальных условий движения КА на всем интервале моделирования $[t_0, t)$, другими словами, при решении баллистических задач на интервале $[t_0, t)$, необходимо гарантировать условие соответствия начальных условий движения КА его реальному положению на орбите.

Процедура оценки адекватности начальных условий включает в себя следующие проверки:

- 1) проверка соответствия времени, на которые получены начальные условия, интервалу автономной работы КА (в соответствии с эксплуатационной документацией, как правило от 0 до 3 суток);
- 2) проверки возможности решения задачи определения орбит по интервалу новых измерений (рассматриваются значения от 0 до 4 витков для использования наземных станций или порядка 50 измерений от аппаратуры спутниковой навигации);
- 3) изменение индекса геомагнитной активности атмосферы (рассматривается изменение индексов относительно предыдущего решения задачи в процентах);

С учетом погрешности модели движения, ошибок методов интегрирования дифференциальных уравнений движения, неточности в знании атмосферы, с течением времени накапливается рассогласование между прогнозируемым и реальным положением космического аппарата на орбите. При решении задач управления, в независимости от выбранного ТЦУ и источников навигационных измерений, время от времени необходимо осуществлять связь с наземными пунктами. Наземные пункты, входящие в

состав НАКУ КА НСЭН и измерений, допускают ошибку прогноза орбиты менее 1 секунды на момент проведения сеанса связи, именно этим значением определяется максимально допустимое время автономной работы КА. В случае использования аппаратуры спутниковой навигации, информация от которой сбрасывается на Землю либо в составе целевой информации, либо в составе ТМИ, время автономной работы КА и адекватность начальных условий определяется частотой сброса измерительной информации, а также текущими параметрами возмущений от космической погоды. Опытным путем было определено, что при использовании только наземных средств для КА, находящихся на низкой околоземной орбите, время адекватности начальных условий составляет 3-4 дня. В случае, когда заданный интервал моделирования больше, чем время адекватности начальных условий, запускаются процедуры проверки возможности решения задачи определения орбиты, а также наличия более поздних измерений, в случае их наличия и достаточного количества для решения задачи определения орбиты, запускаются процедуры пересчета начальных условий движения. В случае отсутствия возможности решения задачи определения орбиты КА, моделирование не происходит, и в ЦУП КА формируется запрос на проведение сеанса связи с КА с целью получения навигационной информации.

Для обеспечения непрерывного обновления начальных условий в зависимости от накопленной измерительной информации (особенно актуально для КА, требующих повышенной точности определения параметров орбит, таких как КА радиолокационного наблюдения) в едином баллистическом информационном пространстве реализованы процедуры проверки возможности решения задачи определения параметров орбиты, исходя из минимально возможного числа полученной измерительной информации. В зависимости от типа орбиты, на которой функционирует КА, требований по точности определения орбиты, состава измерительных средств, а также плана проведения динамических операций были разработаны условия,

при которых возможно решение задачи определения параметров орбиты и соответственно обновление начальных условий. Например, для КА, находящихся на низких околоземных орбитах и использующих аппаратуру спутниковой навигации, для обеспечения решения задач расчета и оценки маневров за минимальное время минимально достаточно 50 измерений, полученных от спутниковой навигации. При отсутствии необходимости срочного обновления начальных условий задача определения орбиты решается после сброса навигационной информации с последнего видимого витка за сутки.

Еще одним фактором, влияющим на точность решения задач БНО управления полетами является резкие изменения индекса геомагнитной активности. На рисунках 5.3 и 5.4 показано влияние изменения индекса геомагнитной активности на изменение баллистического коэффициента. При резком его изменении изменяется также значение баллистического коэффициента, который является уточняемым параметром при уточнении начальных условий, поэтому если оперативно не учитывать факт изменения индекса геомагнитной активности, точность прогнозирования параметров орбиты будет неуклонно снижаться. Погрешность в прогнозе параметров движения влияет на целеуказания, выдаваемые на наземные измерительные пункты. Рассогласование между целеуказаниями, полученными по прогнозным значениям параметров движения, и реальным положением аппарата на орбите может привести к срыву сеансов связи и невыполнению

целевых задач. Это обуславливает необходимость уточнения параметров движения при значительных изменениях геомагнитного фона.

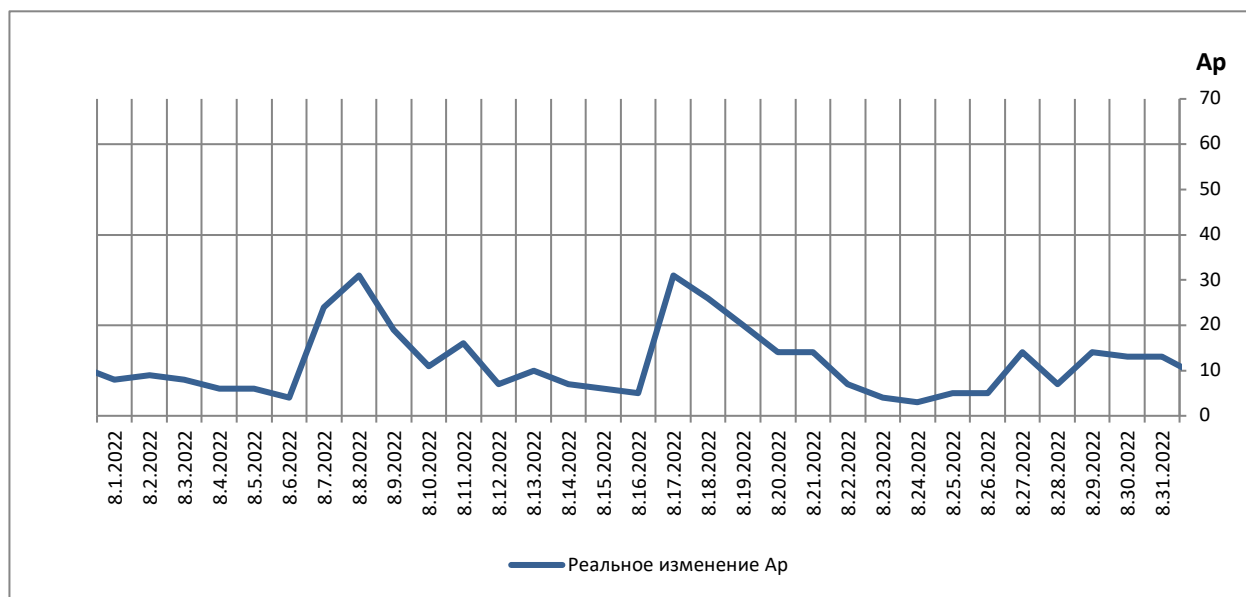


Рисунок 5.3 – Изменение индекса Ap



Рисунок 5.4 – Изменение баллистического коэффициента

Общий вид алгоритма определения адекватности начальных условий движения центра масс КА, находящихся в едином баллистическом информационном пространстве, представлен на рисунке 5.5. Как видно из рисунка, алгоритм представляет из себя взаимосвязанные условия проверки адекватности начальных условий движения КА, а также проверки возможности оперативного уточнения начальных условий в зависимости от заданного интервала моделирования и текущей обстановки в части наличия навигационных измерений и состояния космической погоды.

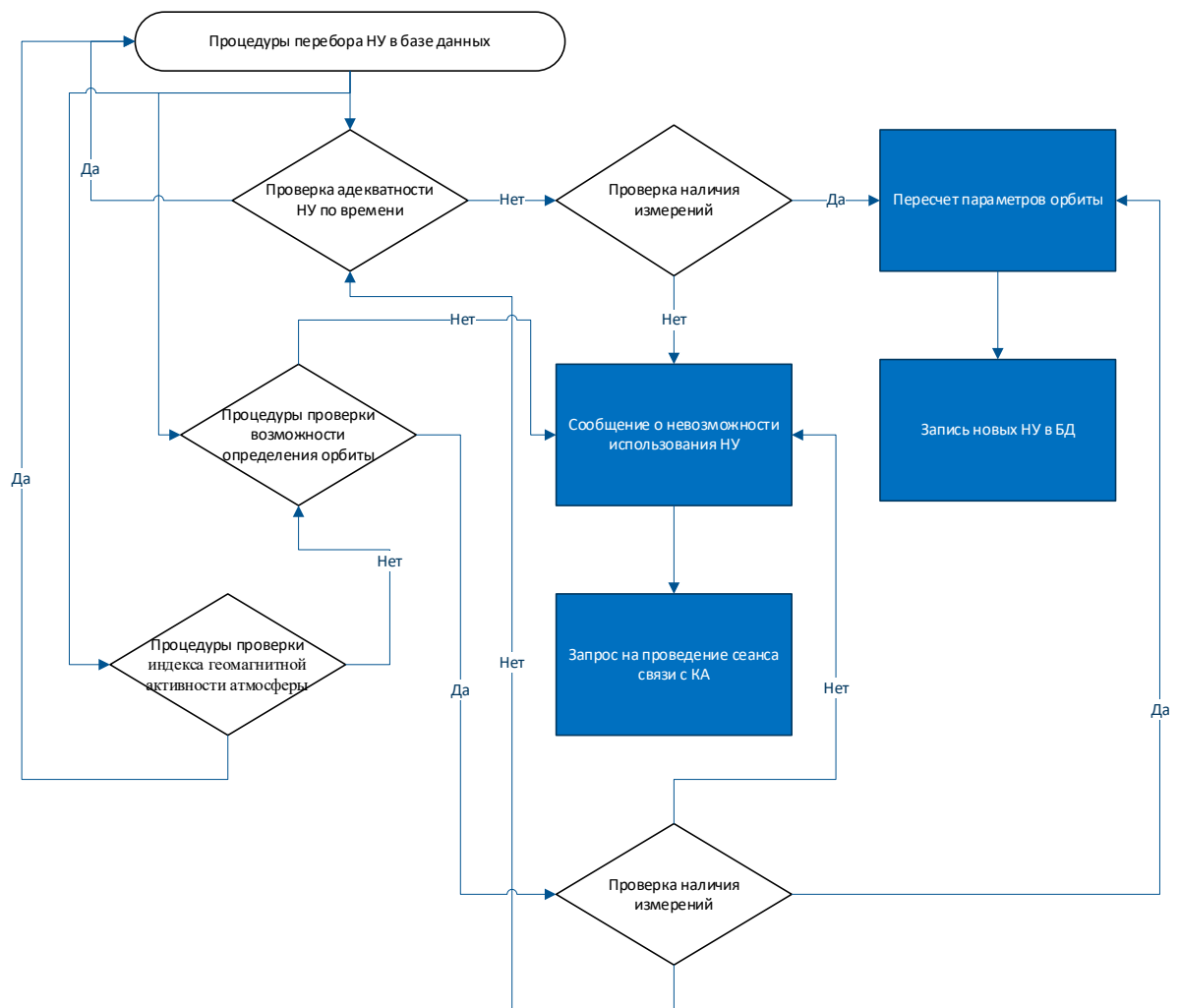


Рисунок 5.5 – Алгоритм определения адекватности начальных условий

5.1.4 Принципы программной реализации единого баллистического информационного пространства

С 2016 года в ЦУП АО «ЦНИИмаш» активно ведется работа по созданию изделия «Базовый ЦУП Госкорпорации «Роскосмос». Основная цель создания данного изделия - обеспечение управления полетами постоянно расширяющейся орбитальной группировки Госкорпорации «Роскосмос», включая пилотируемую программу, а также КА и космических систем научного и социально-экономического назначения.

Для решения задач БНО управления разнородными КА и космическими системами в рамках работ по созданию Базового ЦУП Госкорпорации

«Роскосмос» был предложен подход к решению баллистических задач, основанный на использовании унифицированного комплекса баллистических моделей. Данный подход хорошо себя зарекомендовал при управлении разнородными КА и космическими системами численностью до 50 КА. В случае же решения задач БНО управления полетами для сотен и даже тысяч КА простое масштабирование комплекса баллистических моделей на рабочие места оператора приведет к существенному увеличению необходимых вычислительных мощностей и персонала ЦУП.

Для решения этой задачи был предложен новый подход к развитию комплекса баллистических моделей, основная цель которого - создание единого баллистического информационного пространства, в котором возможно моделирование всех объектов, отслеживаемых в ОКП, без необходимости привязки оператором конкретных параметров баллистической модели движения и модели измерительных средств к каждому моделируемому космическому объекту. Кроме того, для обеспечения корректности решаемых баллистических задач с использованием результатов моделирования параметров движения центра масс разнородных космических объектов должна быть решена задача обеспечения постоянной адекватности моделей на всем заданном интервале моделирования.

Вышеуказанный подход возможно реализовать с помощью использования так называемых абстрактных «фабрик» абстрактных космических объектов. Имеется некий абстрактный космический объект с некоторыми начальными условиями и выбранной для него моделью движения. У этого космического объекта может быть набор двигателей с определенными характеристиками и запасом топлива, в этом случае он идентифицируется как действующий КА. С учетом текущих параметров орбиты космического объекта и применяемых измерительных средств определяется априорная матрица ошибок его положения. У космического объекта есть функции: анализа и контроля нахождения на целевой орбите, выполнения целевой задачи и обеспечения безопасности полета (в случае физического отсутствия

возможности выполнить те или иные функции — это будет отражено в характеристиках космического объекта). Также есть возможность проведения как маневров уклонения, так и маневров коррекции орбиты для достижения целевого эффекта или поддержания рабочей орбиты. Все вышеуказанные функции реализуются для космических объектов, определенных в единой информационной системе, которая самостоятельно контролирует как выполнение целевой задачи, так и процессы функционирования космических систем на заданной орбите с учетом необходимости проведения маневров уклонения от космического мусора.

В нашем случае, для примера, абстрактная фабрика космических объектов реализует две функции: задания модели движения центра масс космического объекта (из множества Φ) и задания модели измерительных средств (из множества N). Далее, исходя из необходимости создания того или иного космического объекта, из абстрактных фабрик формируются конкретные фабрики под определённый тип аппарата (определяются конкретные значения $(S_{DS}^u)^i$ уравнений (5.7) и (5.8) оперативного виртуального пространства КА). Затем для каждого конкретного космического объекта реализуются все необходимые задачи БНО, решаемые с помощью определенной на предыдущем шаге баллистической модели и модели измерительных средств, характерных для каждого вида космического объекта, с учетом максимально возможной точности решения задач определения параметров движения центра масс для каждого моделируемого космического объекта. Т.е. при приеме навигационной информации для каждого типа космического объекта, с учетом характерной для него математической модели и модели измерительных средств, реализуется функция проверки точности измерений, а также максимально возможного интервала прогнозирования (моделирования). Таким образом, мы можем построить автоматизированную систему (единое баллистическое информационное пространство), гарантирующую адекватность (на заданном

интервале прогнозирования) моделей входящих в нее космических объектов, а также их самообновление по мере поступления навигационной информации. Графическое построение представленных на вышеуказанном примере абстрактных фабрик абстрактных космических аппаратов и их определение на конкретных экземплярах КА и космического мусора показано на рисунке 5.6.

В рамках создания комплекса баллистических моделей Базового ЦУП Госкорпорации «Роскосмос» был реализован расчет всех основных возмущающих факторов, действующих на космический объект во время полета по орбитам искусственного спутника Земли. Кроме того, были реализованы все основные задачи баллистико-навигационного обеспечения полетов разнородных КА и космических систем, а также модели всех используемых в настоящее время измерительных средств Госкорпорации «Роскосмос» (как бортовых, так и наземных). Разработанные программные комплексы уже позволяют динамически расширять состав моделируемых космических систем (без необходимости доработки программ) с учетом реально используемых источников навигационной информации (как бортовой, так и наземной). На рисунке 5.7 показан процесс определения модели движения для нового КА, заносщегося в базу данных единого баллистического информационного пространства.

На рисунках 5.8 и 5.9 представлена визуализация процессов моделирования движения центра масс КА, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш», с учетом различного состава измерительных средств, используемых для управления полетами [20,38].

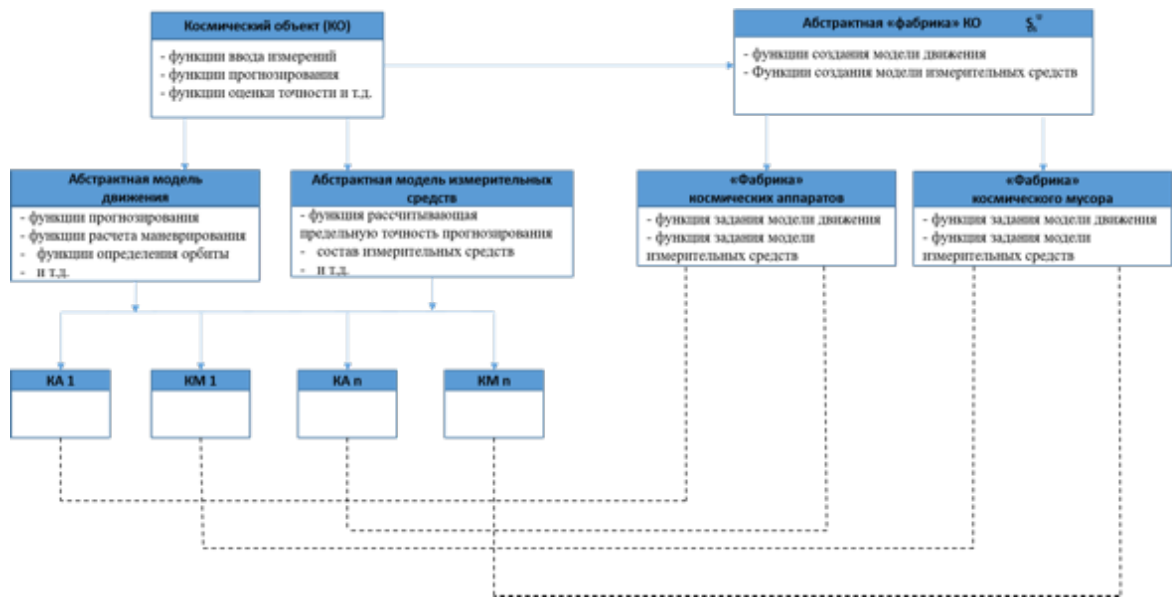


Рисунок 5.6 – Пример реализации построения единого баллистического информационного пространства

Рисунок 5.7 – Пример задания математической модели для КА

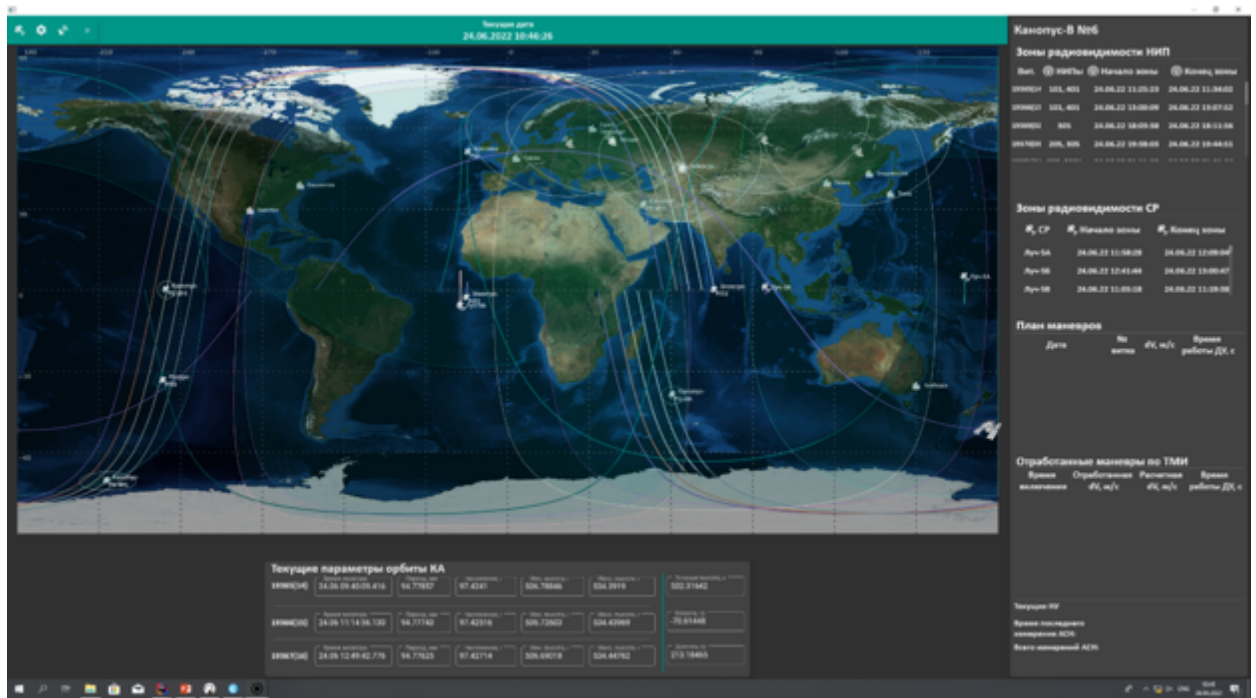


Рисунок 5.8 – Визуализация процессов моделирования движения центра масс КА, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш»

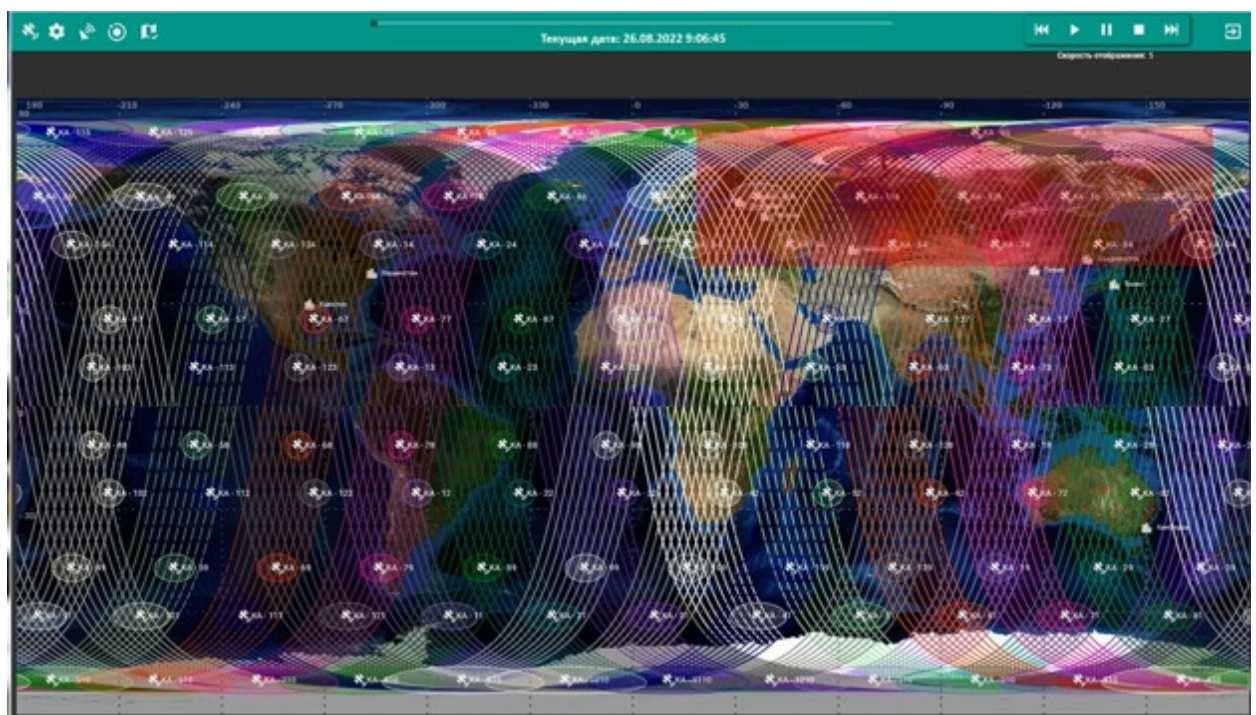


Рисунок 5.9 – Визуализация процессов моделирования движения центра масс многоспутниковой космической системы ДЗЗ (112 КА)

5.2 Методика построения системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ

5.2.1 Метод планирования решения задач БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ с использованием нейросетевых технологий

Для обеспечения управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ из единого центра с учетом оперативности проведения всех баллистических расчетов на автоматизированных рабочих местах, число которых должно быть соизмеримо с существующими аналогами ЦУП космических систем [16], состоящих из нескольких десятков КА, особую актуальность приобрели вопросы автоматизации вычислительных процессов с обеспечением контроля проведения каждого баллистического расчета. В целях обеспечения решения задач БНО управления полетом постоянно расширяющихся разнородных многоспутниковых космических систем целесообразно рассматривать последние достижения в области организации вычислительных процессов, а также нейросетевые технологии.

Баллистико-навигационное обеспечение полета КА подразумевает решение целого ряда задач, регламентируемых циклограммой полета (таблица 1.1), которые должны быть решены в строго определенное время. Среди них:

- определение параметров движения КА на орбите;
- расчет параметров маневров;
- расчет стандартной баллистической информации, включающей в себя прогноз параметров движения, зон радиовидимости наземных станций и спутников ретрансляторов, целеуказаний и баллистических форм.

Планирование баллистических расчетов является довольно трудоемкой и сложной процедурой, выполняемой в ЦУП. При её реализации необходимо учитывать множество исходных данных, большое количество факторов и различных полётных ситуаций, которые отражаются в плане полёта. Обеспечение выполнения данной процедуры сопровождается требованием

максимальной надёжности, поскольку ошибки в составлении плана могут привести к негативным последствиям.

Предположим, что в процессе баллистико-навигационного обеспечения управления полетом произвольного КА могут решаться задачи из некоторого детерминированного конечного набора задач $T = \{t_1, t_2, \dots, t_n\}$. Известно количество аппаратов в группировке $S = \{s_1, s_2, \dots, s_m\}$.

Для каждой задачи имеется набор полетных ситуаций $Q_t = \{q_{tj} | j = 1 \dots l, t = 1 \dots n, p_{ij} \in T\}$, определяющих необходимость ее решения в данный момент.

Тогда задача планирования представляет собой нахождение для i -го КА в группировке последовательности задач $P_i = \{p_{ij}^q | i = 1 \dots m, j = 1 \dots k, p_{ij} \in T, q \in Q\}$ с учетом текущих условий полета. Пример плана баллистических расчетов для группировки из 5 КА показан на рисунке 5.10.



Рисунок 5.10 – Пример плана проведения баллистических расчетов

В связи со сложностью и неординарностью процедуры планирования баллистических расчетов, необходимостью учёта различных факторов, в работе по составлению плана присутствует значительная доля «ручного» труда. Наличие данного фактора, при всей необходимости участия человека в

составлении плана, тем не менее, имеет и многие отрицательные черты, к которым относятся:

- низкая производительность труда при выполнении работы;
- наличие «человеческого фактора», который возникает во время выполнения рутинных, монотонных операций и приводит к появлению ошибок.

Учитывая наличие тенденций повышения производительности выполнения всех видов работ и надёжности их реализации, а также снижения стоимости и величины эксплуатационных расходов при обеспечении функционирования космической техники, стремления создания ЦУП, позволяющего одновременно решать задачи управления большим количеством КА, актуальной является задача максимальной автоматизации процедуры планирования решения задач БНО при сохранении заданного уровня надёжности и управляемости (гибкости) данной процедуры во время её выполнения. Анализ исходных данных, планируемых динамических операций и плана полета, выполняемый специалистом группы управления, при увеличении количества аппаратов на орбите до десятков и сотен становится еще более сложной и ответственной задачей. В данном случае возможны 2 варианта ее решения:

- 1) увеличение количества специалистов пропорционально количеству аппаратов на орбите;
- 2) применение средств автоматизации и новых технологий при планировании баллистических расчетов.

Как было показано в главе 4, реализация первого варианта при решении задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ приведет к существенному росту числа АРМ специалистов-баллистиков, а также расходов на эксплуатацию ЦУП. Поэтому для решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами будет рассматриваться второй вариант, позволяющий осуществлять разработку плана баллистических расчетов с использованием нейросетевых технологий.

Этот вариант представляется предпочтительным, поскольку при правильном выборе структуры нейросети и ее последующем обучении она способна эффективно решать задачу планирования для разнотипных объектов с необходимой оперативностью и надежностью.

Задачи планирования решения задач БНО управления полетом можно условно отнести к задаче классификации или отнесения объекта к одному из нескольких попарно не пересекающихся множеств, что является одним из важнейших применений нейронных сетей. Для решения задачи выбрана нейронная сеть прямого распространения, общий вид которой показан на рисунке 5.11.

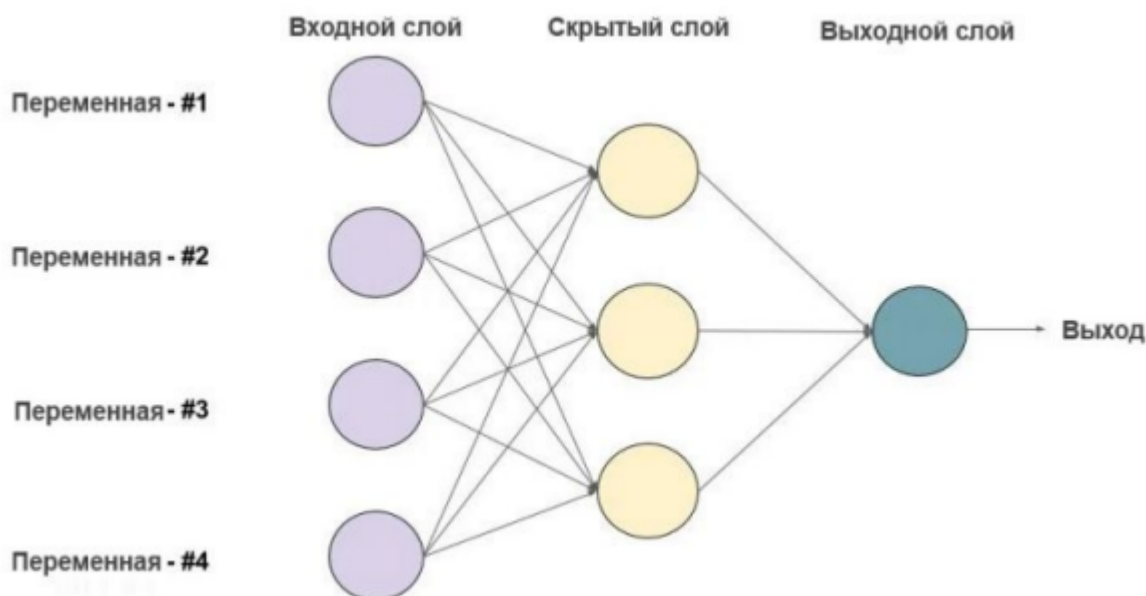


Рисунок 5.11 – Нейронная сеть прямого распространения

Нейронная сеть прямого распространения - это направленный ациклический граф, что означает, что в сети нет обратных связей или петель. У него есть входной слой, выходной слой и один или несколько скрытых слоев. Каждый узел в слое - нейрон, который является основной единицей нейронной сети. Принципиальная схема нейрона приведена на рисунке 5.12. Нейрон работает в два этапа: вычисляет взвешенную сумму своих входных данных с учетом весов входных сигналов, а затем применяет функцию активации для нормализации суммы. Функции активации могут быть

линейными или нелинейными. Также есть веса, связанные с каждым входом нейрона. Это параметры, которые сеть должна приобрести на этапе обучения.

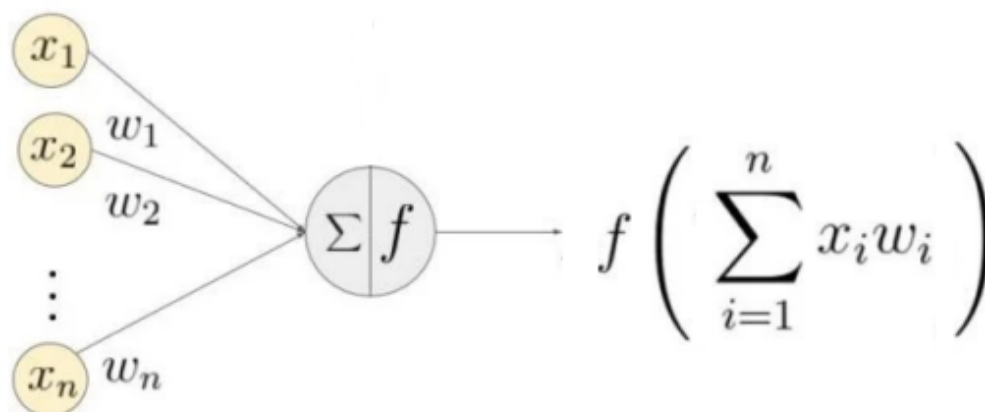


Рисунок 5.12 – Схема нейрона

Функция активации используется как орган принятия решений на выходе нейрона. Нейрон изучает линейные или нелинейные границы принятия решений на основе функции активации. В представленной работе в качестве функции активации использовалась сигмоида $f(x) = \frac{1}{1+e^{-x}}$. Выбор указанной функции обусловлен ее непрерывностью и простотой вычисления производной, что является преимуществом при реализации метода обратного распространения ошибки, необходимого для обучения нейросети.

Для рассмотрения возможности использования нейросетевых технологий для планирования решения задач БНО в качестве примера была выбрана задача планирования решения задачи определения орбит. Данная задача является одной из основных баллистических задач, решение которой позволяет уточнить положение космического аппарата на орбите. На основании полученных результатов рассчитывается стандартная баллистическая информация, параметры маневров и баллистических форм. Кроме того, рассматриваемая задача имеет множество критериев, анализ которых позволяет принять решение о необходимости ее выполнения. Рассмотренный подход может быть распространен на другие баллистические

задачи и также дать ответ на вопрос о необходимости решения той или иной задачи при наличии набора входных данных.

Одним из самых важных и сложных вопросов является выбор архитектуры нейронной сети, т. е. сколько использовать скрытых слоев и нейронов в них для решения конкретной задачи. Заранее ответить на данный вопрос невозможно, все зависит от специфики данных, входящих в обучающую выборку. В простейшем случае, когда данные удовлетворяют условию линейной сепарабельности (т. е. классы объектов можно разделить прямыми линиями или гиперплоскостями, если пространство входов имеет размерность больше трех), задача может быть успешно решена при помощи простейшей однонаправленной нейронной сети. Но исходные данные могут оказаться таковыми, что классы невозможно разделить линиями или плоскостями, однако, они разграничиваются с помощью более сложного деления (нелинейная делимость); или классы пересекаются, и можно говорить только о вероятностной делимости. В таком случае нужно использовать многослойные нейронные сети, усложняя их архитектуру по мере усложнения входных данных (роста количества признаков объектов или количества самих наблюдений в обучающей выборке). Можно сказать, что в нейронной сети с одним скрытым слоем входной вектор преобразуется этим скрытым слоем в некоторое новое пространство, которое может иметь другую размерность, а затем гиперплоскости, соответствующие выходному нейрону, разделяют его на нужные нам классы. Таким образом, нейронная сеть распознает не только характеристики исходных данных, но и «характеристики характеристик», сформированные скрытым слоем. Какую именно вычислительную сложность имеет каждая конкретная задача заранее неизвестно, поэтому построение нейронной сети требует проведения ряда вычислительных экспериментов. В качестве начального приближения лучше использовать сеть с одним скрытым слоем, а число нейронов в нем положить равным полусумме размерности входного вектора и количества выходов.

Указанные нюансы подчеркивают ключевую роль исходных данных в процессе построения нейросетевого классификатора, которые обязательно должны быть непротиворечивыми и максимально однородными. Также входные данные следует нормировать, поскольку нейронные сети работают с информацией, представленной числами в диапазоне от 0 до 1, а исходные данные могут иметь произвольный диапазон или вообще быть характеристиками булевого типа.

Правильный выбор архитектуры нейронной сети имеет большое значение. Построить небольшую и качественную модель часто бывает просто невозможно, а модель со сложной структурой будет просто «запоминать» примеры из обучающей выборки и не производить аппроксимацию, что, естественно, приведет к некорректной работе классификатора. Компромисс заключается в построении изначально сети минимального размера и ее постепенном увеличении до достижения требуемой точности. При этом на каждом шаге нейронную сеть необходимо заново обучать. Таким образом, алгоритм построения бинарного классификатора на основе нейронной сети включает в себя:

- подборку данных (составление выборки из объектов, характерных для данной задачи; разбиение всей совокупности данных на два класса);
- предварительную обработку данных (нормировка, стандартизация данных; удаление противоречивых наблюдений);
- конструирование, обучение и оценку качества нейронной сети (выбор архитектуры: количество слоев, число нейронов в слоях и т. д.; определение функции активации нейронов и метода обучения сети; оценка качества работы классификатора на основе тестового множества данных);
- использование и диагностику сети (выявление степени влияния различных факторов на принимаемое решение).

Рассмотрим работу нейросетевого бинарного классификатора, оценивающего необходимость решения той или иной баллистической задачи, на примере решения задачи уточнения параметров движения. Для оценки

необходимости были выбраны следующие критерии, на основании анализа которых принимается решение об уточнении параметров движения.

- 1) поступление заявок для расчета баллистических форм и СБИ;
- 2) интервал новых измерений (рассматриваются значения от 0 до 4 витков);
- 3) изменение индекса геомагнитной активности атмосферы (рассматривается изменение индексов относительно предыдущего решения задачи в процентах);
- 4) интервал времени после последнего уточнения параметров орбиты (рассматривается интервал от 0 до 3 суток);
- 5) сообщение об опасном сближении КА с объектом космического мусора;
- 6) проведение расчетов для обеспечения динамических операций;
- 7) проведение динамической операции в текущие сутки.

Часть критериев имеет количественные значения, а некоторые принимают значение 0 или 1. Для количественных критериев (критерии 2,3,4) применяется процедура нормировки по формуле (5.14), в результате которой все признаки попадают в интервал значений $[0, 1]$.

$$X_{norm} = \frac{X - X_{min}}{X_{max} - X_{min}} \quad (5.14)$$

Для формирования входных параметров обучающей выборки были рассмотрены баллистические условия, динамические операции и типовые планы по КА, управляемым из ЦУП АО «ЦНИИмаш», на интервале 2 месяца. При этом учитывалось, что минимум два раза в неделю в обязательном порядке должен производиться расчет стандартной баллистической информации и форм обмена. В этом случае на вход сигнала №1 подавалось значение 1. Поскольку, в случае управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, навигационная информация может поступать от различных источников и различных измерительных систем, ситуация, при которой отсутствуют измерения параметров орбиты хотя бы по одному КА,

маловероятна. В силу этого обстоятельства было принято допущение, что в различные дни полета имеется измерительная информация на 1, 2, 3 или 4 витках полета или же она отсутствует вовсе. Это обстоятельство обуславливает значения на входе №2. Отсутствие измерений по КА может быть обусловлено тем, что сеансы связи с конкретным аппаратом не проводились вследствие большой загруженности НКУ. Также подразумевалось, что измерения на витке получены как минимум с двух различных наземных пунктов. Значения на входе №3 обусловлены изменением индекса геомагнитной активности (рис. 5.3, 5.4). В настоящее время среднее значение индекса геомагнитной активности принято считать равным 12. Поэтому для вычисления сигнала на входе №3 применялась формула, учитывающая изменение геомагнитной активности в отношении к утроенному среднему значению:

$$X_3 = \frac{Ap_{\text{тек}} - Ap_{\text{пред}}}{3 * Ap_{\text{сред}}} \quad (5.15)$$

С учетом погрешности модели движения, ошибок методов интегрирования дифференциальных уравнений движения, неточности в знании атмосферы, с течением времени накапливается рассогласование между прогнозируемым и реальным положением аппарата на орбите. Наземные пункты, входящие в состав НАКУ КА НСЭН и измерений, допускают ошибку прогноза орбиты не более 1 секунды. Опытным путем было определено, что подобная поправка при работе с объектами, находящимися на низкой околоземной орбите, накапливается через 3-4 дня. Поэтому для входа №4 максимальным значением было выбрано 3 суток. В те дни, когда в ЦУП поступала информация об опасном сближении объекта космического мусора, с КА на вход №5 подавался сигнал 1. Под опасным сближением понималась ситуация, когда вероятность столкновения с управляемым объектом превышает значение 10^{-6} . За указанный период по рассматриваемым КА, управляемым из ЦУП АО «ЦНИИмаш», были проведены 7 динамических операций. Для выполнения этих операций служба БНО проводит

предварительные расчеты баллистических данных. В дни проведения этих расчетов на вход №6 подавался сигнал 1. Сигнал 1 подавался на вход №7 в те дни, когда проводились коррекции орбиты.

Обучение нейронной сети

После определения критериев была сформирована обучающая выборка для нейронной сети, на основании которой будут уточнены значения весов входных сигналов. Пропустив нормированные данные обучающей выборки через сеть, методом обратного распространения ошибки можно найти веса всех нейронов. Если модель показывает корректные результаты о необходимости уточнения параметров движения на обучающей и тестовой выборках, то, значит, ее можно использовать для планирования расчетов при управлении спутниковыми группировками. Для формирования обучающей выборки была составлена таблица истинности, показывающая влияние совокупности факторов на принятие решения о включении задачи определения орбит в план расчетов. Часть обучающей выборки продемонстрирована в таблице 5.1. Нетрудно видеть, что значения выходного сигнала распределены примерно поровну, что позволяет наилучшим образом отразить влияние каждого фактора на выходной сигнал. Если сеть обучена, то результат ее работы на тестовой выборке должен быть максимально приближен к решению, которое принял бы оператор-баллистик, анализируя аналогичные исходные данные.

Таблица 5.1. Обучающий набор данных

Дата	Входы							Выход
	1	2	3	4	5	6	7	
13.08.22	0	0.75	0.083	0.333	0	0	0	0
14.08.22	0	1	0.083	0.666	0	0	0	0
15.08.22	1	0	0.028	1	0	0	0	0
16.08.22	0	0.25	0.028	0.333	1	1	0	1

17.08.22	0	0.5	0.722	0.333	1	0	1	1
18.08.22	0	0.75	0.139	0.333	0	0	0	0
19.08.22	1	1	0.167	0.666	1	0	1	1
20.08.22	0	0	0.167	0.333	0	0	0	0
21.08.22	0	0.25	0.000	0.666	0	0	0	0
22.08.22	1	0.5	0.194	1	0	0	0	1
23.08.22	0	0.75	0.083	0.333	0	0	0	0
24.08.22	0	1	0.028	0.666	0	1	0	1
25.08.22	0	0	0.056	0.333	0	0	1	0
26.08.22	1	0.25	0.000	0.666	0	0	0	1
27.08.22	0	0.5	0.250	0.333	0	0	0	0

Следующим шагом при построении нейронной сети стал выбор ее архитектуры. Экспериментальным путем была выбрана структура нейросети, показанная на рисунке 5.13 и состоящая из входного слоя, двух скрытых слоев и выходного слоя нейронов.

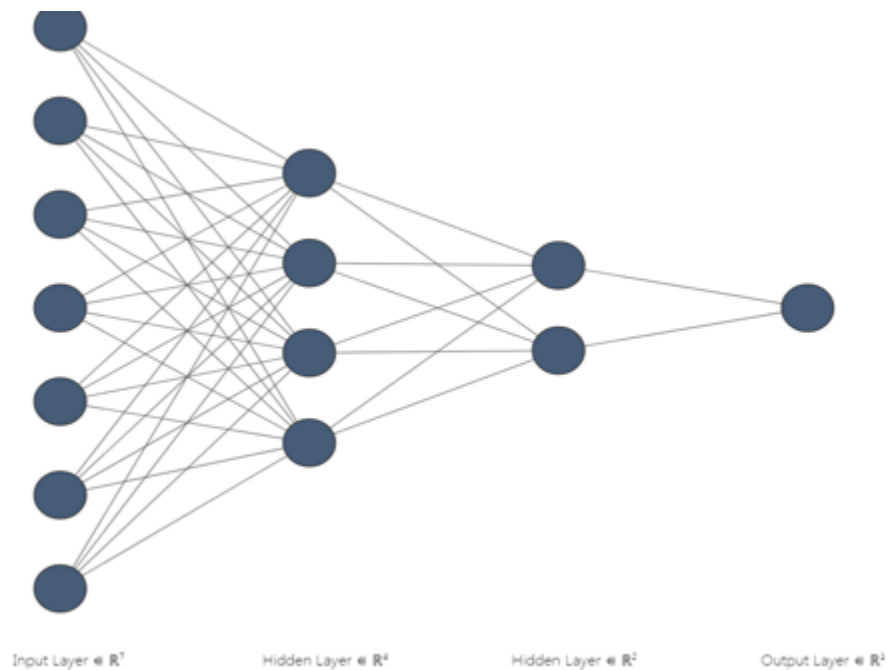


Рисунок 5.13 – Архитектура нейронной сети

Входной слой включает 7 нейронов, что соответствует числу критериев, выбранных для принятия решения о необходимости решения задачи. Выходной слой содержит один нейрон, поскольку ответ сети представляет собой значение булевого типа.

Количество нейронов на скрытых слоях равно соответственно 4 и 2. В качестве функции активации была выбрана сигмоида.

Для обучения сети был выбран метод обратного распространения ошибки, в основе которого лежит метод градиентного спуска. Целью обратного распространения ошибки является обновление весов связи между всеми нейронами сети так, чтобы они привели к тому, чтобы фактический результат стал ближе к желаемому (целевому) результату, минимизировав тем самым ошибку предсказания, как для каждого выходного нейрона, так и сети в целом. Алгоритм обратного распространения ошибки относится к методам «обучения с учителем», что на деле означает необходимость наличия целевых значений в обучающих наборах. Суть же метода подразумевает наличие двух этапов:

- прямой проход - входные сигналы двигаются в прямом направлении, в результате чего мы получаем выходной сигнал, из которого в дальнейшем рассчитываем значение ошибки,

- и обратный проход - обратное распространение ошибки - величина ошибки движется в обратном направлении, в результате происходит корректировка весовых коэффициентов связей сети.

Процесс обучения нейронной сети для алгоритма обратного распространения ошибки будет таким.

1. На вход подаются значения из обучающей выборки. В результате работы сети получается выходное значение.

2. Рассчитываются величины ошибок для всех слоев:

$$\text{для выходного: } \delta_k = (O_{cor,k} - O_{net,k})f'(I_k), \quad (5.16)$$

$$\text{для скрытых: } \delta_j = (\sum \delta_k w_{j,k})f'(I_k), \quad (5.17)$$

где $O_{cor,k}$ – значение выходного сигнала на k -ом нейроне обучающей выборки;

$O_{net,k}$ – значение выходного сигнала на выходе k -го нейрона;

$f'(I_k)$ – производная функции активации;

$w_{j,k}$ – вес j – го входа на k -ом нейроне;

3. Вычисляются поправки к весам

$$\Delta w_{i,j} = \alpha \delta_j O_i \quad (5.18)$$

где α – скорость обучения;

O_i – выходное значение нейрона;

4. Обновляются значения весов:

$$w^{new}(i,j) = \Delta w_{i,j} + w_{i,j} \quad (5.19)$$

Скорость обучения является важным параметром при выборе настроек обучения и определяется эмпирически. Смысл этой величины состоит в том, что она определяет величину каждого шага при поиске минимума ошибки. Слишком большое значение приводит к тому, что точка может «перепрыгнуть» через нужное значение и оказаться по другую сторону от цели. Если же величина будет мала, то это приведет к тому, что спуск будет осуществляться очень медленно, что также является нежелательным эффектом. Поэтому скорость обучения, как и многие другие параметры нейронной сети, является очень важной величиной, для которой нет единственно верного значения. Все снова зависит от конкретного случая, и оптимальная величина определяется исключительно исходя из текущих условий.

После окончания первого цикла обучения шаги 1 - 4 повторяются для других образцов из обучающей выборки. Обратный проход завершен, а вместе с ним и одна итерация процесса обучения нейронной сети по данному методу. Полный цикл обучения заключается в многократном повторении этих шагов для разных образцов из обучающей выборки.

Результатом обучения являются уточненные веса нейронов каждого слоя. Процесс обучения показан на рисунке 5.14.



Рисунок 5.14 – Результат обучения нейросети

На вертикальной оси показана ошибка одного цикла обучения, вычисляемая на каждой итерации. По горизонтальной – количество итераций обучения. Перед началом обучения была выбрана пороговая величина ошибки, равная 0.001, по достижении которой процесс можно считать завершенным. Как видно из графика, на обучение сети потребовалось более 23000 итераций, в ходе которых использовалось около 60 различных обучающих наборов данных. Тот факт, что выбранная величина ошибки была достигнута, говорит о том, что архитектура сети была выбрана верно и в дальнейшем можно проверять работу сети на тестовой выборке исходных данных. Полученный результат означает вероятность того, что задачу определения орбит необходимо запланировать для решения, и чем ближе этот результат к 0 или 1, тем более сеть уверена в своем ответе. После обучения распределение весов нейронов выглядит так, как показано в таблице 5.2.

Таблица 5.2. Распределение весов нейронов после обучения

-1,7921	-2,1075	-2,4965	1,6695	-2,2679	1,7451	35,7270
-2,3216	0,0165	2,2297	-16,4993	-0,9404	1,6934	-8,4631
6,1148	3,7464	-7,7988	0,2691	-2,7164	2,5540	
-0,7636	-1,7485	-1,7776	-3,4387	-3,3396	3,3669	
-6,5399	-4,8756	-3,0468	2,1853			

-1,8770	-2,0660	-2,2954	1,7138			
-2,7141	-2,7353	-2,7143	3,2944			

Для валидации работы сети был подготовлен набор данных с заданными входными параметрами нейросети, не включенными в обучающую выборку. Впоследствии проводилась сравнительная оценка выходного сигнала сети и решения, которое принял бы оператор на основании имеющихся исходных данных. Ниже в таблице 5.2.3 представлен тестовый набор исходных данных, предполагаемое решение оператора и значение выходного сигнала нейросети.

Таблица 5.2.3. Результаты работы нейросети на тестовой выборке

Дата	Входы							Ответ оператора	Решение нейросети
	1	2	3	4	5	6	7		
02.10.22	0	0.75	0.250	0.333	1	0	0	1	0.998
03.10.22	1	1	0.333	0.333	1	0	0	1	0.999
04.10.22	0	0	0.222	0.333	0	0	0	0	0.001
05.10.22	0	0.25	0.000	0.666	0	0	1	1	0.999

В результате анализа использования нейросетевых технологий при планировании процессов БНО управления полетами показано, что обученная нейросеть на тестовых данных демонстрирует совпадение выходного сигнала с решением, которое принял бы оператор-баллистик, анализируя исходную информацию. Близость выходного сигнала к пороговым значениям (к 0 или 1) показывает, что сеть уверена в своем решении. Исходя из этого, можно сделать вывод, что использование нейросетевых технологий позволит автоматизировать процессы планирования решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем.

5.2.2 Алгоритм контроля выполнения задач БНО управления полетами КА ДЗЗ, а также перепланирования задач БНО в случае невозможности их выполнения

Процессы автоматизированного контроля выполнения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем являются основой обеспечения корректной работы всей автоматизированной системы планирования. Ввиду того, что баллистические задачи предполагают проведение различных типов вычислений, наличие различных исходных данных, а также очередности их выполнения, для возможности их функционирования в одной системе необходимо их формальное описание. Формализация функционирования системы предполагает необходимость введения в рассмотрение понятий баллистических операций и цикла баллистических операций. Под баллистической операцией будем понимать совокупность действий, выполняемых над массивом данных, необходимым для решения баллистико-навигационных задач управления полетом конкретного КА, а также их верификация. Цикл баллистических операций - это целенаправленная упорядоченная совокупность баллистических операций, каждая из которых связана определенным отношением, по крайней мере, еще с одной баллистической операцией.

К циклу баллистических операций предъявляются жесткие требования по выполнению заявленных характеристик решения целевых баллистических задач и оперативности получения результатов, как отдельных задач, так и выполнения цикла в целом. Обычно цикл баллистических задач принято подразделять на оперативную и неоперативную части. Под оперативной частью понимаются выполняемые работы по БНО управления одиночным аппаратом или некоторой совокупностью КА в течение заданного опорного промежутка времени (например, в течение суток), объединенные в оперативный (в частности, суточный) план. С учетом однотипности расчетов, проводимых службой БНО в штатные сутки полета, можно сделать вывод о

возможности и необходимости автоматизации задач БНО управления полетом. В основу построения автоматизированной системы БНО положены три основных принципа: автоматизации, интеллектуализации и гибкости. Реализация первых двух принципов связана с созданием системы, сводящей к минимуму участие оператора в управлении ходом выполнения цикла баллистических операций в штатной ситуации, а также интеллектуальному анализу результатов выполнения баллистических операций. Процесс автоматизации сводится к упорядоченному вызову методов решения баллистических задач согласно плану с использованием базовых баллистических алгоритмов, позволяющих решать типовые задачи. Подобные алгоритмы были разработаны и включены в базовую баллистическую библиотеку, использующуюся в российском центре управления полетами. К типовым баллистическим задачам можно отнести набор штатных операций баллистико-навигационного обеспечения управления полетами, проводимых для решения обеспечения решения целевых задач как отдельным КА, так и орбитальной группировкой в целом, а также операции, обеспечивающие проведение динамических операций в процессе штатной эксплуатации и организованного завершения космического полета.

Алгоритм контроля выполнения задач БНО управления полетами многоспутниковой космической системой ДЗЗ представлен на рисунке 5.15. Как в любой автоматизированной системе, особое место в ней отводится человеку-оператору. С одной стороны, решение задач БНО, особенно при одновременном управлении сотнями КА из одного центра, должно быть максимально автоматизировано, однако контроль выполнения задач и выдача результатов потребителю должны осуществляться оператором-баллистиком.

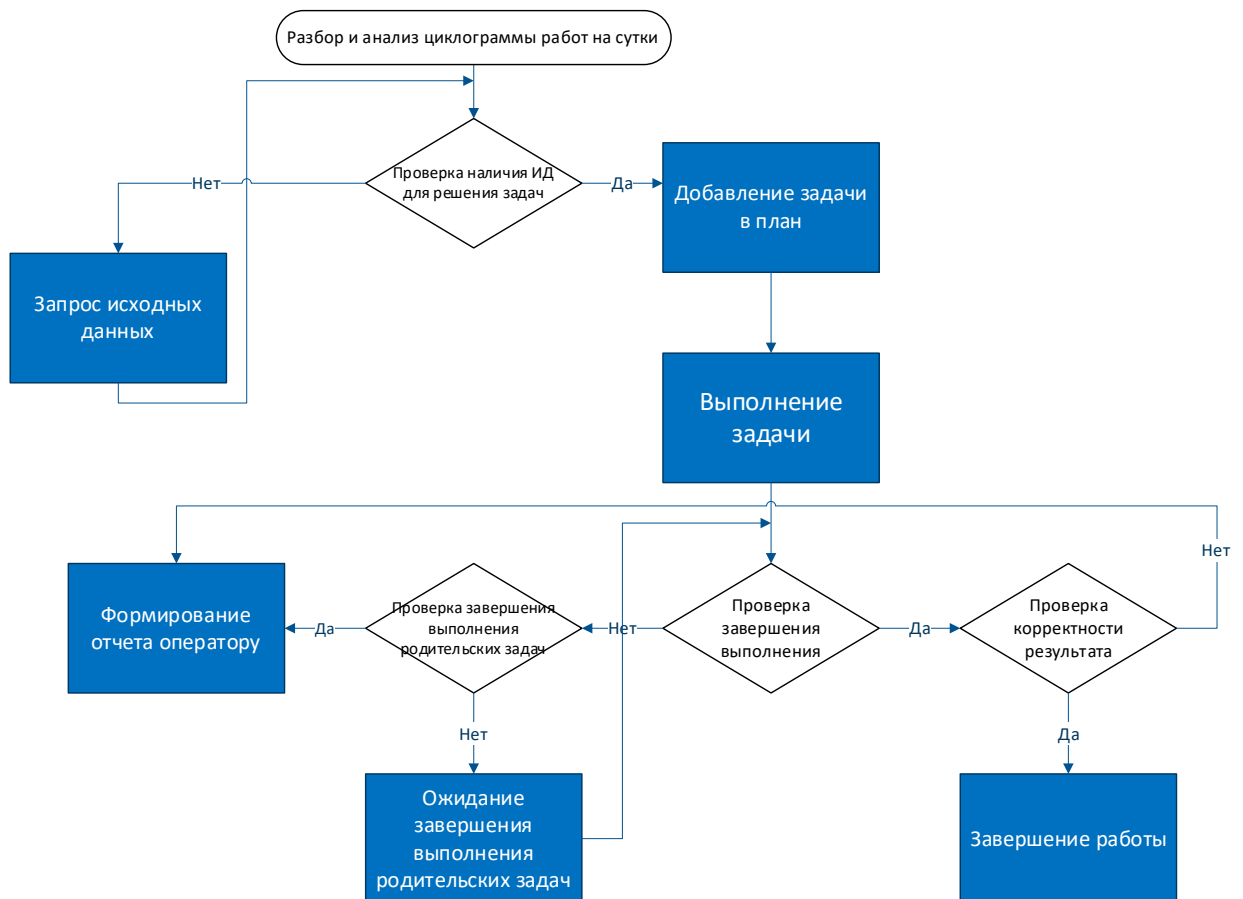


Рисунок 5.15 – Алгоритм контроля выполнения задач БНО управления полетами

В данном случае представляется возможным контроль выполненных расчетов при реализации плана как со стороны настроек критериев решения задач, так и со стороны оператора-баллистика. Для каждой задачи при ее добавлении в план оператор настраивает список исходных данных, необходимых для выполнения задачи, а также задает проверочные ограничения, позволяющие судить о корректности полученного решения. Например, для задачи определения орбиты КА относительно исходных начальных условий, если на данном временном интервале не планировалось выполнение коррекций орбиты или маневров уклонения от космического мусора. Выход за пределы ограничений отображается на мониторе оператора, и тогда уже он, как специалист-баллистик, самостоятельно решает возникшую конфликтную

ситуацию. На этапе отработки вводимых в план задач ограничения могут уточняться от расчета к расчету. Затем, когда для типовых расчетов найдены корректные значения ограничений, позволяющие гарантировать адекватное решение задачи в автоматическом режиме, необходимости в настройке таких ограничений от одного типового расчета к другому не возникает.

Безусловно, при большом количестве заявок на управление группировкой КА разрешение конфликтов является весьма объемной задачей, поэтому критерии должны быть выбраны так, чтобы оператор был задействован только в крайнем случае при возникновении какой-либо нештатной ситуации. При этом стоит отметить, что работа с автоматизированной системой требует высокой квалификации оператора как при настройке критериев выполнения задач, так и при разрешении нештатных ситуаций.

В результате, данная система позволяет производить более глубокий контроль выдаваемой информации, чем это было ранее, когда оператор проверял рассчитанную программными комплексами баллистическую информацию в ручном режиме. Автоматические средства обеспечивают проверку полного массива рассчитанной баллистической информации (тысячи витков полета) без особых вычислительных и временных затрат. К типовым простым проверкам относятся: проверка гладкости изменения параметров полета (проверка на отсутствие аномальных и пропущенных значений), логические проверки выдаваемой информации: например, КА с периодом обращения 90-100 минут должно соответствовать 15-16 суточных витков; обязательное наличие начала и конца каждой зоны видимости и теневого участка; постоянство видимости геостационарных КА с заданных наземных пунктов и прочие условия.

5.2.3 Принципы программной реализации автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ

Для управляемых в настоящий момент КА и КС научного, социального и экономического назначения характерны следующие задачи оперативного БНО:

- определение параметров движения КА по данным измерений текущих навигационных параметров от различных измерительных систем;
- прогнозирование движения КА для краткосрочного и долгосрочного планирования операций;
- расчет стандартной баллистической информации, включающей прогноз элементов орбиты, зон радиовидимости наземных станций, спутников-ретрансляторов, светотеневую обстановку, трассу полета и другую баллистическую информацию;
- расчет параметров маневров и уставочной информации для реализации коррекции орбиты, оценка параметров импульса коррекции орбиты;
- расчет баллистической информации для обеспечения работы средств наземного контура управления (начальные условия и целеуказания);
- расчет баллистических данных для обеспечения работы бортовой вычислительной системы.

Все перечисленные задачи использовались в процессе отладки создаваемой системы.

Автоматизированная система планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ состоит из следующих элементов (рисунок 5.16):

- баллистическая библиотека,
- планировщик задач,
- диспетчер задач,
- баллистическая база данных,

- система отображения,
- оператор-баллистик.



Рисунок 5.16 – Структура системы планирования

Библиотека стандартных баллистических процедур (далее – «Баллистическая библиотека») представляет собой верифицированный набор классов и вычислительных методов, реализующих решение баллистических задач. На ее основе было построено единое баллистическое информационное пространство (см. главу 5.1).

При создании Автоматизированной системы БНО была добавлена «надстройка» над методами единого баллистического информационного пространства, которая позволила производить решение баллистических задач без непосредственного участия оператора.

Запуск вычислительных задач из состава единого баллистического информационного пространства позволяет решать перечисленные выше задачи оперативного БНО. Следует отметить, что одной оперативной задаче может соответствовать ряд вычислительных задач.

Принцип работы планировщика состоит в формировании плана выполнения баллистических задач в виде набора заданий на расчет, исполняющихся по иерархическому принципу. Каждый план представляет список баллистических задач, которые необходимо решить в заданное время или по наступлению некоего события (рис. 5.17).

Работа с планами

Параметры плана

Название

СБИ

Описание

Расчет СБИ

Создать

Изменить

Удалить

Планы в БД

Название	Описание
Понедельник	План задач типового понедельника
Будний день	План задач типового буднего дня
Расчет Ф870	Расчет формы Ф870
СБИ	Расчет СБИ
Коррекция	Расчет СБИ при подготовке к проведению коррекции орбиты
Спуск	Расчет спусковых форм
Смена НУ	Расчет СБИ и форм при смене НУ

Добавить задачи в план

Редактировать план

Создать шаблон из плана

Задачи в плане СБИ

Название	Приоритет	Циклическость
Расчет зон радиовидимости наземных пунктов	1	Выполняется один раз
Расчет целеуказания для наземных станций	1	Повторяется каждые 12 часов
Расчет зон радиовидимости спутников-ретрансляторов	3	Выполняется один раз
Расчет светопеневой обстановки на орбите	3	Выполняется один раз

Рисунок 5.17 – Интерфейс работы Планировщика. Окно работы с планами

План определен циклограммой полета и поступает на вход планировщика в оговоренном формате. Каждая задача в плане может иметь «родительскую» задачу, которая должна выполняться ранее заданной, и «дочерние» задачи, выполняющиеся после. Например, задача уточнения параметров орбиты по навигационной информации является «родительской» по отношению к расчету целеуказаний на измерительные пункты. Этапом, предваряющим выполнение задачи в плане, является настройка ее параметров и интервала решения, т.е. создание шаблона (рис. 5.18).

Описание шаблона

Название: **Смена НУ**

Описание: **Шаблон плана типовых расчетов при смене НУ**

Задачи в плане: Смена НУ

- Задача Ф371
- Задача Ф001
- «радиовидимости наземных пунктов»
- «светотеневой обстановки на орбите»
- Задача Ф100
- «указания для наземных станций»
- «радиовидимости спутников-ретрансляторов»

Настройка условий для задачи Ф371

Условие выполнения	Параметр
<input checked="" type="checkbox"/> Выполнить в интервале времени	09:00:00 - 12:00:00
<input type="checkbox"/> Выполнить по приходу новых измерений	
<input type="checkbox"/> Выполнить по приходу нового вектора	
<input type="checkbox"/> Выполнить моментально	
<input checked="" type="checkbox"/> Выполнить после выполнения задачи	
<input type="checkbox"/> Выполнить ко времени	
<input type="checkbox"/> Выполнить после момента времени	

Выбор задачи: **ЗРВ** (выпадающий список: ЗРВ, СТ, ЗСР, Прием измерений, Определение орбиты, Прогноз)

Настройки задачи

№ телеграммы: ☒ Использовать по умолчанию

Момент времени привязки: ☒ Виток

Интервал согласования: ☒ Интервал витков

Количество витков: 16

Виток начала: Виток конца:

Кнопки: **Применить настройки** **Сохранить настройки**

Рисунок 5.18 – Интерфейс работы Планировщика. Окно создания шаблона плана

Таким образом, планировщик формирует граф баллистических задач (рис. 5.19), определяя при этом порядок их исполнения, причем «дочерние» задачи одного родителя могут работать параллельно, тем самым существенно сокращая время реализации всего плана.

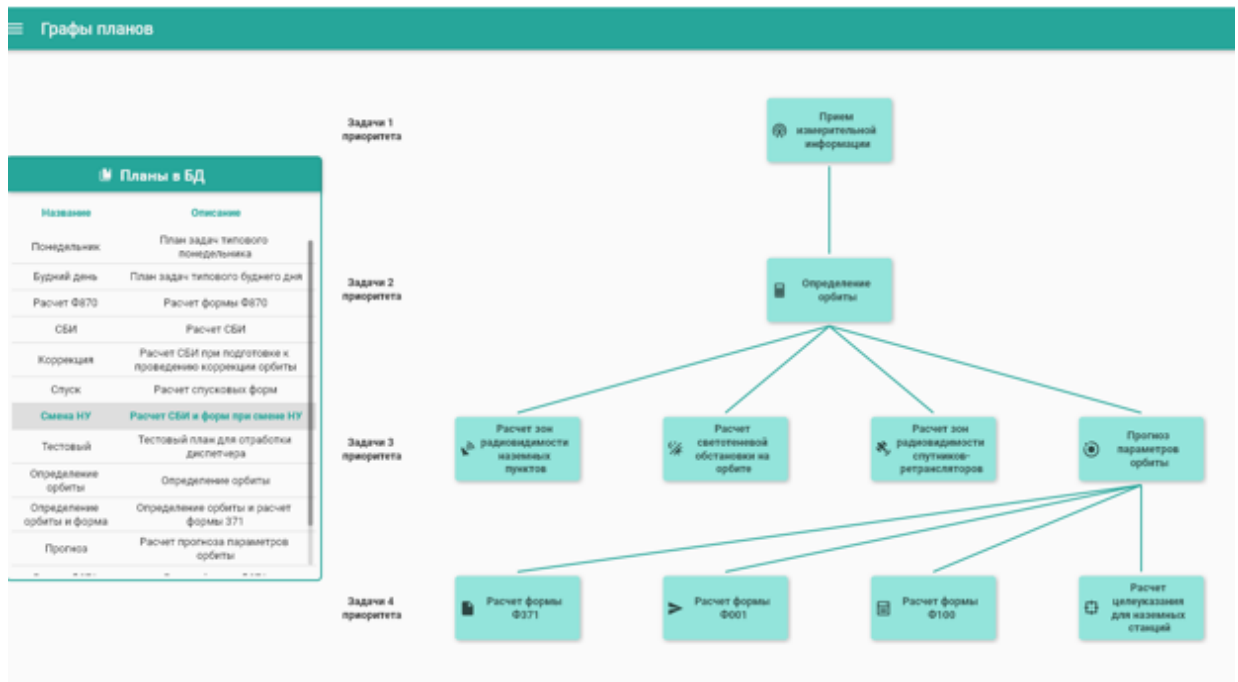


Рисунок 5.19 – Пример графа задач в плане

Диспетчер задач (рис. 5.20) осуществляет запуск заданий на расчет и взаимодействие с оператором. Его задача состоит в отслеживании хода выполнения плана, распределении вычислительных ресурсов, отображении текущего статуса задач и выдачи сообщений оператору.

Монитор выполнения задач					
Название КА	Название задачи	Статус выполнения	Время запуска	Время завершения	Комментарий
КА-1	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.4	12:09:22.8	
КА-1	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.4	12:09:47.8	
КА-1	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.4	12:09:48.2	
КА-1	Прогноз параметров орбиты	Ошибка	12:09:47.4		Ошибка при получении ИД! Подробности в логге задачи
КА-1	Расчет трассы полета КА	Выполнена	12:10:17.4	12:10:17.7	
КА-2	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.5	12:09:22.1	
КА-2	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.6	12:09:47.9	
КА-2	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.6	12:09:48.2	
КА-2	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.5	12:09:48.2	
КА-2	Расчет трассы полета КА	Готовится	12:10:17.4		
КА-3	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.5	12:09:21.1	
КА-3	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.6	12:09:47.9	
КА-3	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.5	12:09:48.2	
КА-3	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.5	12:09:48.2	
КА-3	Расчет трассы полета КА	Готовится	12:10:17.5		
КА-4	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.6	12:09:22.1	
КА-4	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.7	12:09:47.9	
КА-4	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.6	12:09:48.2	
КА-4	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.7	12:09:48.2	
КА-4	Расчет трассы полета КА	Готовится	12:10:17.5		
КА-5	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.7	12:09:21.8	
КА-5	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.6	12:09:47.9	
КА-5	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.7	12:09:48.2	
КА-5	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.6	12:09:48.2	
КА-5	Расчет трассы полета КА	Выполнена	12:10:17.5	12:10:17.8	

Рисунок 5.20 – Интерфейс работы Диспетчера

Для начала решения очередной задачи в плане должно выполниться несколько условий: завершение «родительской» задачи или наступление заданного момента времени, наличие полного набора исходных данных, необходимых для решения задачи (см. главу 5.2.2). Поскольку выполнение

плана происходит в автоматическом режиме, то для каждого элемента плана задаются критерии исполнения и контроля полученного решения. Только выполнение всех критериев правильности и корректности полученного решения позволяет считать задачу завершенной. Весь ход решения каждой задачи плана документируется, чтобы в случае сигнала об ошибке оператор мог определить место ее возникновения и разрешить конфликтную ситуацию. В случае отсутствия ошибок задача считается решенной, и Диспетчер переходит к следующей задаче, и так до достижения конца графа задач в плане.

Баллистическая база данных (БД) ранее содержала совокупность исходных данных для решения задач, а также выходных данных, полученных в результате расчетов. Под исходными данными понималась вся совокупность информации, содержащая траекторные измерения и технологические данные, необходимые для проведения баллистических расчетов, получаемые от КА или наземных средств в процессе выполнения космического полета.

При разработке Автоматизированной системы БНО баллистическая БД была расширена дополнительной схемой (рис. 5.21), обеспечивающей работу планировщика задач, а также таблицами, содержащими в себе входные данные для работы конкретной задачи из единого баллистического информационного пространства. По сути, эти входные данные заменили информацию, прежде вводимую оператором с экрана для настройки каждой вычислительной задачи, причем теперь значительная ее часть заполняется единожды при создании шаблона плана, и необходимости в ее редактировании в большинстве случаев не возникает.

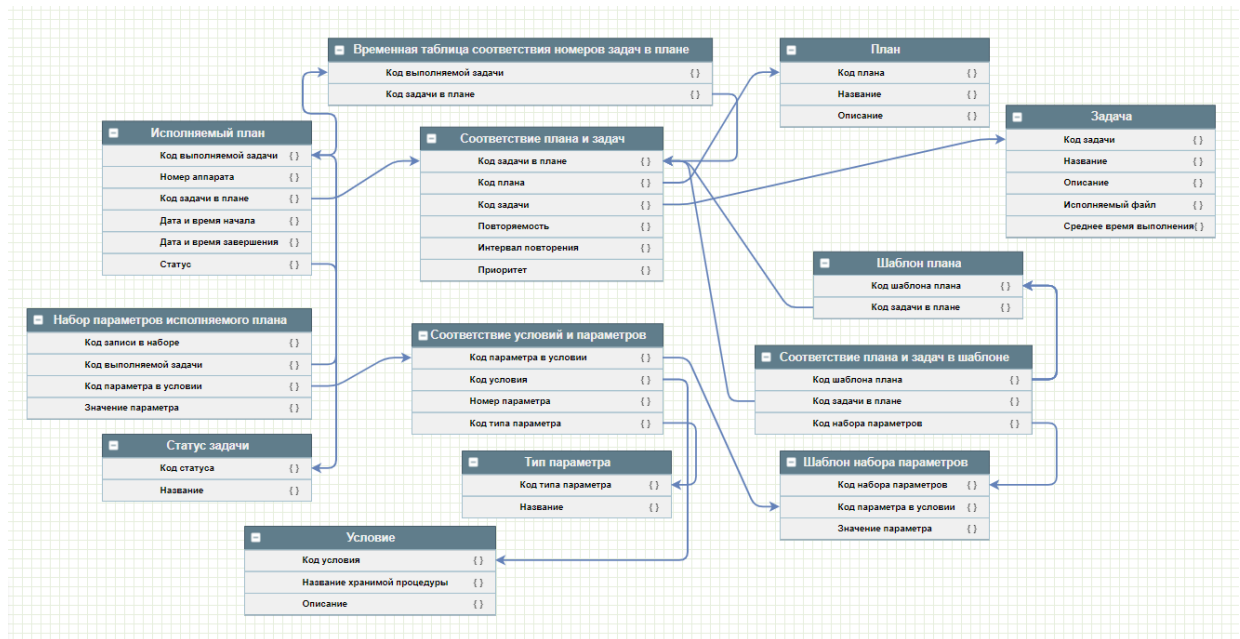


Рисунок 5.21 – Структура схемы «Планировщик» в БД

Автоматизированная система планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ обеспечивает отображение следующей информации (рис. 5.22):

- динамическая обстановка на карте Земли в режиме реального времени (автономный полёт; зоны видимости наземных станций и спутников-ретрансляторов; светотеневая обстановка на орбите, задействуемые средства наземного комплекса управления (НКУ) и спутники-ретрансляторы);
- ход выполнения расчетов (из диспетчера задач);
- отображение результатов проведения баллистических расчетов на основе информации из баллистической БД (отслеживание появления в БД уточненных параметров орбиты КА, моделирование его движения и обновление графики по полученным данным);
- оперативный сбор, анализ и отображение информации о выполнении маневров орбиты в реальном полёте – на основе загрузки информации из телеметрического потока с борта КА в реальном времени.

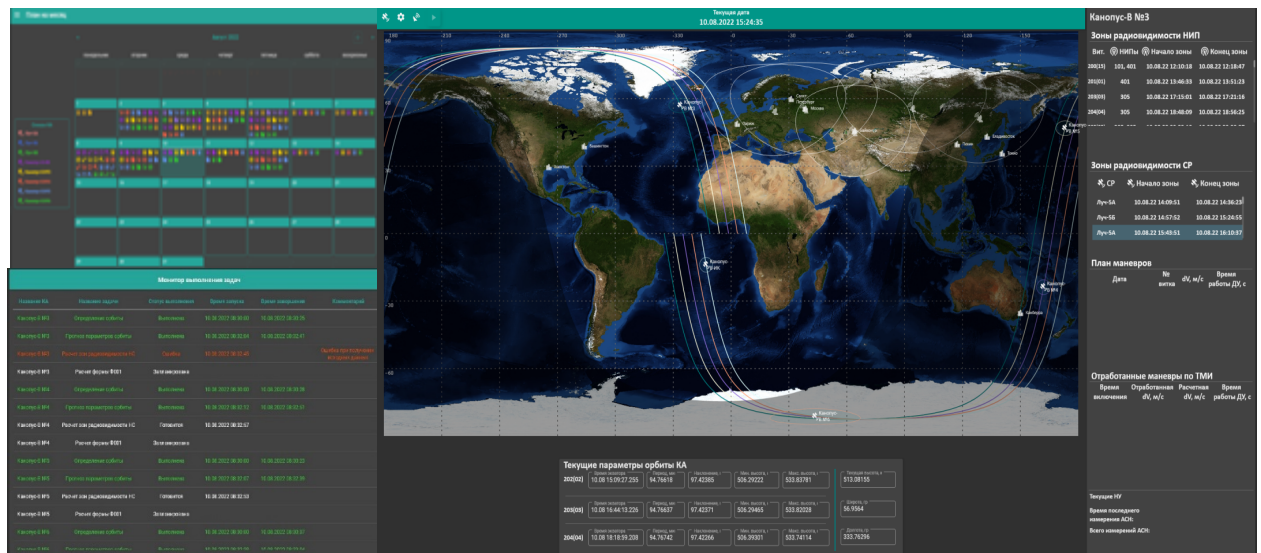


Рисунок 5.22 – Интерфейс системы визуального отображения

Особое место в автоматизированной системе операционно-временного планирования и контроля решения задач БНО отводится человеку-оператору. С одной стороны, решение задач БНО, особенно при управлении десятками аппаратов, должно быть максимально автоматизировано, с другой - ответственность за выдачу информации несет оператор, поэтому на нем остается функция контроля выполнения задач и контроля выдачи результатов потребителю.

Отработка автоматизированной системы операционно-временного планирования и контроля решения задач БНО проводилась на примере группировки КА, прототипом для которых послужили реальные КА дистанционного зондирования Земли, функционирующие на солнечно-синхронной орбите. Для КА в составе КС формируются планы решения баллистических задач, которые впоследствии выполняются в автоматическом режиме параллельно. По сравнению с операторским режимом работы, автоматизированная система операционно-временного планирования и контроля решения задач БНО показала кратное увеличение скорости выполнения расчетов.

Разработанная система позволяет производить более глубокий контроль выходной баллистической информации, чем это было ранее, когда оператор самостоятельно проверял рассчитанную программными комплексами

баллистическую информацию. Автоматические средства обеспечивают проверку полного массива рассчитанной баллистической информации (тысячи витков полета) без особых вычислительных и временных затрат.

При создании автоматизированной системы оперативно-временного планирования и контроля решения задач БНО не ставилось целью автоматизировать расчет абсолютно всех баллистических задач. Особо сложные или редко выполняемые задачи по-прежнему могут быть решены в операторском режиме, при этом они могут быть включены в план, а сигнал о завершении их выполнения подает оператор после выполнения расчета на отдельном программном комплексе, проверки и записи результатов в БД.

Апробированный подход к организации вычислительного процесса не зависит от конкретного набора задач, поскольку Планировщик и Диспетчер оперируют абстрактными задачами и не привязаны к их сущности. Так, если в какой-либо перспективной многоспутниковой группировке все баллистические задачи будут выполняться на борту КА, в задачах оперативного наземного БНО останутся функции отслеживания структуры орбитальной группировки, параметров орбит каждого КА и снабжения группы планирования и НКУ стандартной БИ. Выполнение всех этих задач может быть реализовано созданной Автоматизированной системой БНО без каких-либо значительных доработок (кроме настройки входных/выходных форматов данных).

5.3 Методика поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом

5.3.1 Алгоритм расчета системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ

Основная проблема невозможности использования существующих подходов к управлению многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ заключается в достаточно низкой автономности самих КА, входящих в

космическую систему, и, как следствие, необходимости решения большого числа задач БНО управления полетом каждого КА, входящего в космическую систему, с целью поддержания заданной баллистической структуры для решения целевых задач космической системой. Проведенное исследование (см. главу 4) показало, число автоматизированных рабочих мест для управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из 122 КА, составляет более 300, и, в случае увеличения числа управляемых КА, будет только возрастать. В противном случае, вводя ограничение на число АРМ, будет пропорционально возрастать время на проведение баллистических расчетов, что также является неприемлемым.

Для решения данной проблемы, помимо построения унифицированных программных комплексов решения задач БНО управления полетами и автоматизации процессов планирования баллистических расчетов, необходимо решить вопрос с увеличением автоматизации КА. С учетом использования аппаратуры спутниковой навигации на борту КА, наиболее затратным с точки зрения проведения баллистических расчетов, а также необходимости проведения сеансов связи с КА являются процедуры подготовки, проведения и оценки динамических операций с КА, проводимых для поддержания баллистической структуры. Зарубежный опыт управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ и связи показывает отсутствие необходимости жесткого поддержания баллистической структуры при наличии избыточного состава КА в космической системе.

Для решения задачи сокращения числа проводимых коррекций орбиты КА с целью поддержания баллистического построения КС предлагается отказаться от жесткого поддержания выбранной на этапе баллистического проектирования баллистической структуры КС. Основной идеей предлагаемого метода является отказ от жесткого поддержания в заданных интервалах элементов орбиты (T_k , h , e , ω , Ω) каждого КА, входящего в КС, и

перейти к проведению коррекций исходя из анализа возможности решения целевых задач многоспутниковой КС в целом.

Всякая многоспутниковая система создается для реализации некоторого системного эффекта, характеризующегося целевыми показателями. Помимо общих показателей, таких как глобальность, непрерывность и оперативность, также выделяют и показатели целевого предназначения, например, для систем ДЗЗ – периодичность наблюдения.

Достижение заданных показателей предполагает переход от традиционных задач управления отдельным КА в полете к другому классу задач управления – управлению системой КА в целом. Реализация системного эффекта в многоспутниковой космической системе достигается за счет:

- увеличения числа КА в группировке;
- создания избыточности КА;
- снижения требований по надежности КА.

Рассмотрим особенности многоспутниковой космической системы как объекта управления. Проведенный анализ показывает, что системный эффект может достигаться за счет реализации ряда целевых эффектов (ЦЭ). Для систем ДЗЗ требуется реализация ЦЭ глобальности или периодичности обзора заданного района не хуже заданной частоты, стереосъемки, комплексности наблюдения и т.д.

Далее рассмотрим варианты расчета данных целевых эффектов и последующего их учета при планировании проведения коррекций орбиты КА. Наиболее простым с точки зрения расчетов представляется учет глобальности обзора Земли при БНО управления многоспутниковыми космическими системами. Условие непрерывности и глобальности обзора Земли предполагает, что в любой момент времени любая точка земной поверхности с координатами географической долготы $\lambda \in [0, 2\pi]$ и широты $\varphi \in [-\pi/2, \pi/2]$ принадлежит полосе обзора хотя бы одного j -го спутника, а также с учетом того, что минимум перекрытия полос обзора КА в соседних плоскостях

приходится на экватор. Путем численного интегрирования уравнения движения КА, входящих в многоспутниковую космическую систему, с проверкой видимости наблюдателей находящихся на экваторе ($\lambda \in [0, 2\pi]$, $\varphi = 0$). Анализ методов баллистического проектирования глобальных систем обзора Земли [11, 58, 96, 112], а также ограничений на съемку КА ДЗЗ, работающих в видимом спектре частот световым днем, показал, что для обеспечения непрерывности съемки Земли в высоком разрешении, многоспутниковая космическая система, развернутая на солнечно-синхронных орбитах, должна состоять более чем из 500 КА, расположенных в различных плоскостях. Исходя из сложности выведения и поддержания таких многоспутниковых космических систем, особый интерес возникает в возможности учета целевого эффекта периодичности обзора заданного района не хуже заданной частоты при оперативном БНО управления многоспутниковыми КС.

Под периодичностью наблюдения точечной цели обычно понимается интервал между ее последовательными наблюдениями. Периодичность наблюдения является сложной, неоднозначной функцией, зависящей как от расположения точки на поверхности Земли, так и от витка орбиты спутника. Если же речь идет о наблюдении целого района, то периодичность наблюдения можно толковать как квазислучайную величину, зависящую, с одной стороны, от конкретной точки заданного района, а с другой стороны, от интервала времени на котором происходит наблюдение. Поэтому в качестве характеристик периодичности в этом случае могут быть использованы различные оценки, например, максимальное, минимальное или среднее значение периодичности наблюдения каждой точки или всего района на заданном интервале наблюдения; вероятность того, что периодичность наблюдения заданного района будет не ниже требуемой и т.п.

Рассмотрим алгоритм расчета периодичности наблюдения с помощью имитационного моделирования, полагая, что орбитальная группировка строится на солнечно-синхронных орбитах [10].

Зададим район наблюдения с помощью его границ: северной, южной, западной и восточной $\{\varphi^Ю, \varphi^С, \lambda^З, \lambda^В\}$, а также параметры аппаратуры наблюдения – углы обзора $\gamma^{лев}, \gamma^{прав}$ (рисунок 5.23).

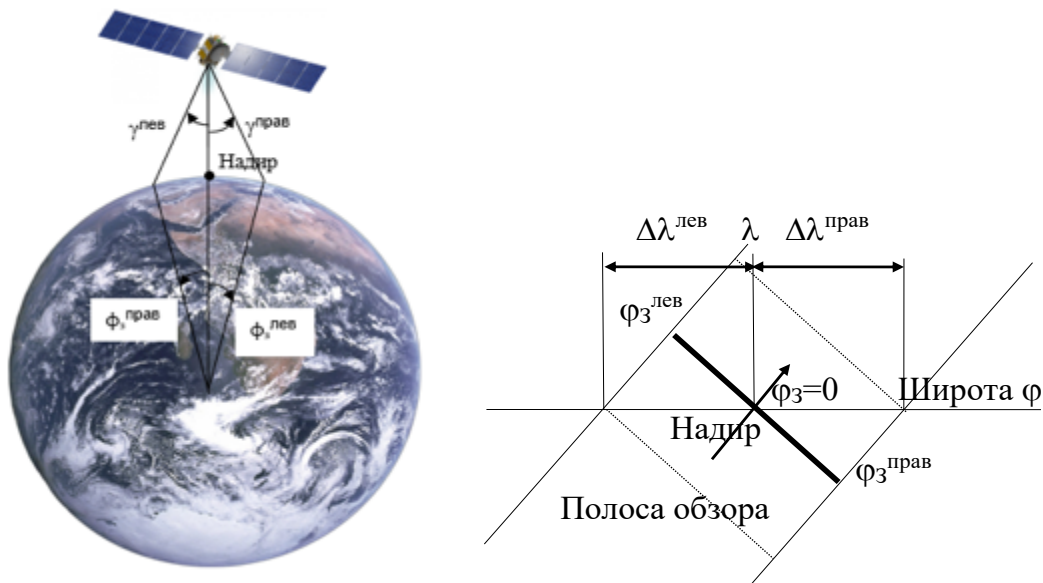


Рисунок 5.23 – Полоса обзора аппаратуры

Полоса обзора аппаратуры наблюдения ограничена геоцентрическим углом φ , который отсчитывается от подспутниковой точки ($\varphi_z=0$).

Будем считать, что точка земной поверхности с координатами $\{\varphi, \lambda, \}$ накрывается на широте φ зоной обзора, если на этой широте выполняется условие $\lambda(\varphi_z^{лев}) \leq \lambda \leq \lambda(\varphi_z^{прав})$ (рис.5.23).

Будем считать, что известны параметры баллистического построения и они удовлетворяют условиям по периодичности наблюдения, либо заданной точки, либо района наблюдения.

Алгоритм расчета периодичности наблюдения сводится к следующему:

1) определяются связанные с подспутниковой точкой координаты зоны обзора аппаратуры для первого витка орбиты. Для этого сначала вычисляют

долготу подспутниковой точки λ , расположенной на широте φ , используя уравнения трассы:

$$\lambda = \Omega + \arctg(\operatorname{tgu} \cdot \cos i) - S + \Delta\Omega \frac{t}{T}, \quad (5.20)$$

$$\varphi = \arcsin(\sin u \cdot \sin i), \quad (5.21)$$

где $S = S_0 + \omega_3(t - t_{S_0})$ – звездное время на гринвичском меридиане,

S_0 – звездное время в некоторую гринвичскую полночь,

t_{S_0} – время наступления этой полуночи,

t – текущее время полета,

i – наклонение орбиты,

u – аргумент широты,

$\omega_3 = 7,29211 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ – угловая скорость вращения Земли,

$\Delta\Omega$ – прецессия узла орбиты за один оборот, вызванная несферичностью Земли, для круговой орбиты

$$\Delta\Omega = - \frac{3 \cdot \cos i \cdot R_e^2 \cdot J_2 \cdot \omega}{2(a(1-e^2))^2}, \quad (5.22)$$

где, J_2 – второй динамический коэффициент формы сжатия Земли,

ω – угловая скорость движения КА,

e – эксцентриситет орбиты,

a – большая полуось.

2) Затем определяются границы полосы обзора:

$$\lambda[\varphi_3^{\text{лев}}(u)] = \lambda - \Delta\lambda[\varphi_3^{\text{лев}}(u)], \quad (5.23)$$

$$\lambda[\varphi_3^{\text{пр}}(u)] = \lambda + \Delta\lambda[\varphi_3^{\text{пр}}(u)]. \quad (5.24)$$

3) Далее с некоторым шагом интегрирования рассчитываются прогнозные значения координат подспутниковых точек с помощью численного интегрирования уравнений движения ЦМ КА.

4) Производится перебор всех точек района наблюдения с координатами $\{\lambda, \varphi\}$ с некоторым шагом. Для каждой широты φ определяются

координаты крайних точек полосы. Для каждого спутника определяется последовательность витков, в которой трассы спутника проходят по каждой широте района наблюдения. В том же порядке располагаются и границы зон обзора, каждой из них соответствует время $t_i = [T \cdot (n_i + \frac{u}{360^\circ})]$ накрытия данной точки $\{\lambda, \varphi\}$, где T – период обращения орбиты данного спутника, n_i – номер витка, u – аргумент широты спутника, зоной обзора которого накрывается точка $\{\lambda, \varphi\}$.

5) Для каждой точки $\{\lambda, \varphi\}$ определяются моменты ее наблюдения $\{t_1, t_2, \dots, t_m\}$, где m – число моментов наблюдений всеми спутниками в группировке. Моменты наблюдения фильтруются исходя из ограничений по возможности проведения съемок (для КА ДЗЗ, работающих в оптическом диапазоне, время съемок ограничено световым днем), затем вычисляются интервалы времени между последовательными наблюдениями $\{\Delta t_1, \Delta t_2, \dots, \Delta t_{(m+1)}\}$.

6) Определяются минимальное, максимальное и среднее время между наблюдениями данной точки $\{\lambda, \varphi\}$.

$$\Delta t^{\min} = \min_i \Delta t_i, \quad \Delta t^{\max} = \max_i \Delta t_i, \quad M[\Delta t] = \frac{1}{m+1} \sum_{i=1}^{m+1} \Delta t_i \quad (5.25)$$

7) Расчеты выполняются для всех точек заданного района с некоторым шагом. Весь диапазон оценок периодичности наблюдения t_θ разбивается на M одинаковых интервалов, и для каждого интервала, т.е. значения периодичности наблюдения t_{θ_m} , $m=1, 2, \dots, M$, определяется то, что значение оценки периодичности t_{θ_m} (минимума, максимума или выборочного среднего) на этом интервале не хуже заданного значения t_m^* .

5.3.2 Алгоритм расчета числа коррекций орбиты КА для поддержания характеристик решения целевых задач многоспутниковой космической системы ДЗЗ

При решении задачи оценки числа коррекций для моделирования орбитального движения КА, входящих в многоспутниковую космическую

систему, используем единое баллистическое информационное пространство (см. раздел 5.1). На его основе определим модель КА, входящих в многоспутниковую космическую систему, в виде наблюдаемой, управляемой, стохастической динамической системы:

$$S_{DS}^u = \{\psi_R, \psi_U, \psi_B, \psi_Q, \psi_K, \psi_N\}, \quad (5.26)$$

где $\psi_R: R \rightarrow \bar{r}_0$ отображение, ставящее в соответствие каждому КА начальные условия движения центра масс, R – непрерывное множество векторов состояния КА;

$\psi_U: U \rightarrow f(\varepsilon, \alpha)$ отображение, ставящее в соответствие каждому КА характеристики его бортовой целевой аппаратуры (ε – угол полураствора целевой аппаратуры, α – максимальный угол отклонения от надира), U – множество характеристик целевой аппаратуры КА;

$\psi_B: B \rightarrow f(n, \Delta\bar{r})$ отображение, ставящее в соответствие каждому КА правила проведения сеансов связи с НКУ, B – множество правил, определяющих необходимость проведения сеансов связи с НКУ, n – множество источников навигационной информации, $\Delta\bar{r}$ – максимально возможное рассогласование между векторами состояния (прогноznым и полученным по результатам измерений);

$\psi_Q: Q \rightarrow f(q, t, n)$ отображение, ставящее в соответствие каждому КА модель возмущающих факторов, действующих на КА в полете, $f(q, t, n)$ – параметры модели прогнозирования положения центра масс, определенные на множестве возмущающих факторов, действующих на КА (Q), ϕ – правые части дифференциальных уравнений движения центра масс;

$\psi_K: K \rightarrow \{k_1, k_2 \dots k_n\}$ отображение, ставящее в соответствие каждому КА набор задач БНО управления полетами, k_n – отдельная задача БНО управления полетами, K – множество задач БНО управления полетом КА;

$\psi_N: N \rightarrow \{n_1, n_2 \dots n_n\}$ отображение, ставящее в соответствие каждому КА набор наземных станций управления полетом.

Таким образом, модель многоспутниковой космической системы относительно решения задач БНО может быть определена как множество моделей КА, входящих в систему:

$$Cons = \{(S_{DS}^u)_1, (S_{DS}^u)_2 \dots (S_{DS}^u)_n\}, \quad (5.27)$$

где n – число КА в многоспутниковой космической системе.

Определим модель решения целевых задач космической системы. Введем отображение $\psi_\theta: E \rightarrow t_\theta(\gamma, \varphi)$, включающее оценку периодичности районов наблюдений исходя из заданного баллистического построения КС где, $t_\theta(\gamma, \varphi)$ функция, ставящая в соответствие каждому району наблюдения с координатами $(\gamma, \varphi) \in E$, оценки периодичности наблюдения космической системы в соответствии с представленным в настоящей статье алгоритмом, E – множество районов наблюдения. Таким образом, можно определить условие решения целевых задач многоспутниковой космической системой за счет своего баллистического построения, как:

$$\{\forall t_{\theta i} \in \psi_\theta | t_{\theta i} \geq t_{mi}^*\} \quad (5.28)$$

где, t_{mi}^* – заданная оценка периодичности наблюдения для конкретного района. Следовательно, если не выполняется условие (5.28), то необходимо проведение коррекций орбит тех КА, которые негативно влияют на общий показатель оценки периодичности наблюдения заданного района. Таким образом, можно определить число коррекций $N_{\Delta V}$, необходимых для поддержания многоспутниковой космической системой заданного значения периодичности наблюдения t_{mi}^* на заданном интервале времени.

$$N_{\Delta V} = \sum_{i=0}^k \sum_{j=0}^n \Delta V_{i,j} \quad (5.29)$$

где $\Delta V_{i,j} = f(Cons, \psi_\theta, t_{mi}^*)$ – число коррекций, i – номер КА в космической системе, j – номер коррекции i -го КА.

5.3.3 Принципы программной реализации методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ

В основу программной реализации методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ был положен макет «специального программного обеспечения БНО и поддержания баллистической структуры объединенной многоспутниковой орбитальной группировки КА», создаваемых в рамках Федерального проекта «Сфера». В качестве исходных данных, необходимых для работы макета СПО, используются:

- компоненты вектора координат и скорости каждого КА ОГ на некоторый начальный момент времени, рассчитанные в гринвичской вращающейся системе координат;
- временной интервал получения прогнозных значений;
- прогнозные индексы геомагнитной активности (глобальный планетарный индекс и среднесуточный уровень геомагнитной активности) на сутки, либо ежесуточно на период до 21 суток;
- углы ориентации платформы КА (крен, тангаж, рыскание) на заданный момент времени в орбитальной скоростной системе координат;
- углы установки (линии визирования) съемочного устройства на КА ДЗЗ;
- угол поля зрения/ширины полосы обзора/захвата съемочного устройства на КА ДЗЗ;
- географические координаты местоположения пунктов приема информации (ППИ) и средств НАКУ КА НСЭН и измерений на Земле;

- признак задания пар КА-КА, КА (КА-ППИ) для получения прогнозных интервалов времени взаимной радиовидимости КА.

Выходной информацией макета СПО является:

- компоненты вектора координат и скорости каждого КА ОГ на заданный момент времени, рассчитанные в гринвичской вращающейся системе координат;
- координаты проекции полосы обзора и захвата съемочного устройства КА ДЗЗ на поверхность Земли на заданный момент времени, рассчитанные в гринвичской вращающейся системе координат;
- начальные и конечные моменты времени видимости между КА (межспутниковая связь, ретрансляция);
- начальные и конечные моменты времени видимости между КА и ППИ;
- синтез справочной баллистической информации (компонентов вектора координат и скорости каждого КА, светотеневой обстановки, параметров орбиты);
- параметры поддержания баллистического построения каждого КА в составе ОГ, до номинальных, с приведением расхода топлива КДУ при проведении маневра.

С учетом алгоритмов расчета системного эффекта от избыточной орбитальной структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ определялись КА, которые на данный момент моделирования оказывают влияние на периодичность обзора земной поверхности, а также определялись параметры маневра исходя из условия максимизации времени, необходимого для проведения следующего маневра, а также при условии сохранения ограничений по местному времени прохождения восходящего узла для солнечно-синхронных орбит.

Общий вид макета СПО БНО управления многоспутниковыми космическими системами с перечислением всех функции представлен на рисунке 5.24.

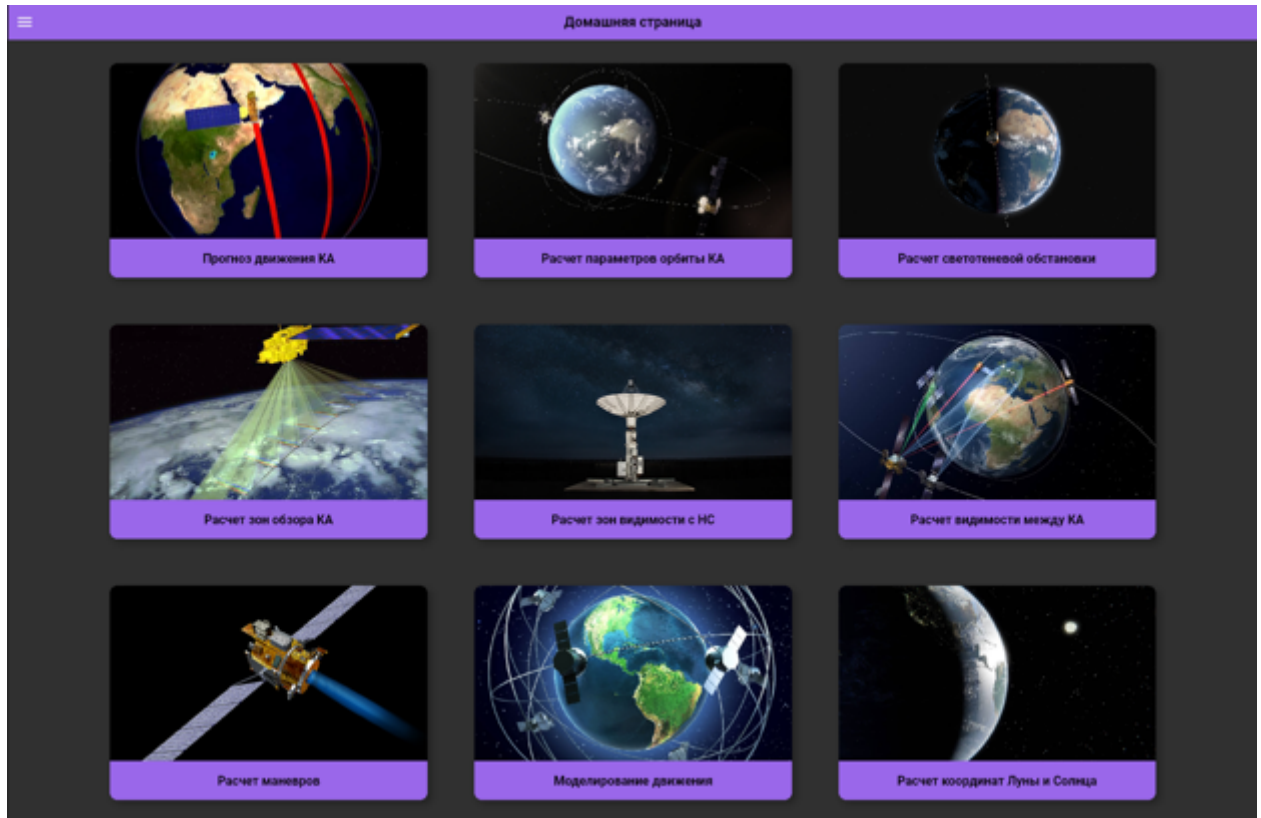


Рисунок 5.24 – Общий вид макета СПО

Как видно из рисунка, СПО БНО реализует все основные функции по проведению анализа возможности решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ из единого центра. На рисунке 5.25 показан интерфейс создания нового КА в едином баллистическом пространстве. Для этого необходимо завести следующую информацию:

- масса-габаритные характеристики КА;
- тип орбиты, на которой функционирует КА;
- информацию по двигательной установке;
- параметры целевой аппаратуры;
- параметры модели движения центра масс КА.

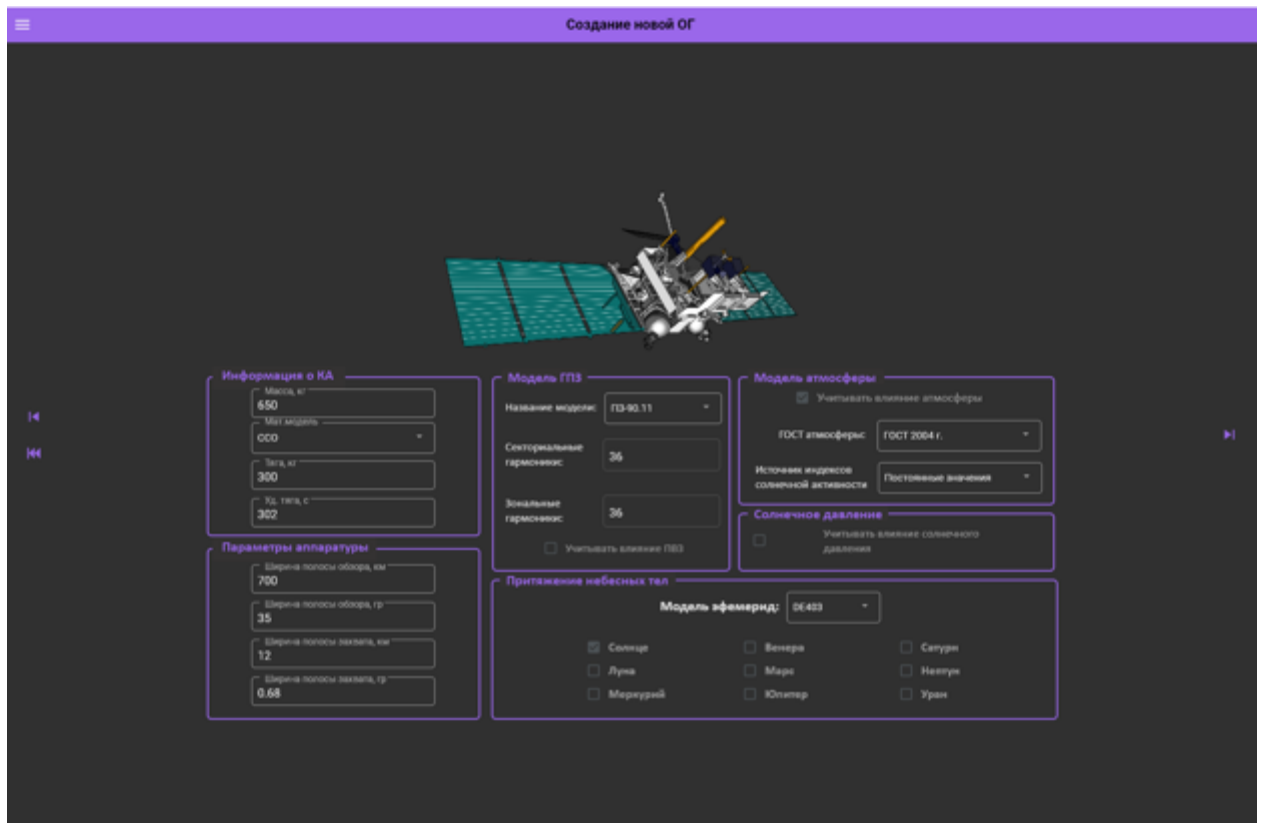


Рисунок 5.25 – Интерфейс создания нового КА в космической системе

После создания КА и определения всех параметров их математической модели в едином информационном баллистическом пространстве можно перейти к определению параметров баллистического построения космической системы. На рисунке 5.26 показан интерфейс определения вышеуказанных параметров для различных типов орбит, а также распределений КА как в одной плоскости, так и плоскостей между собой.

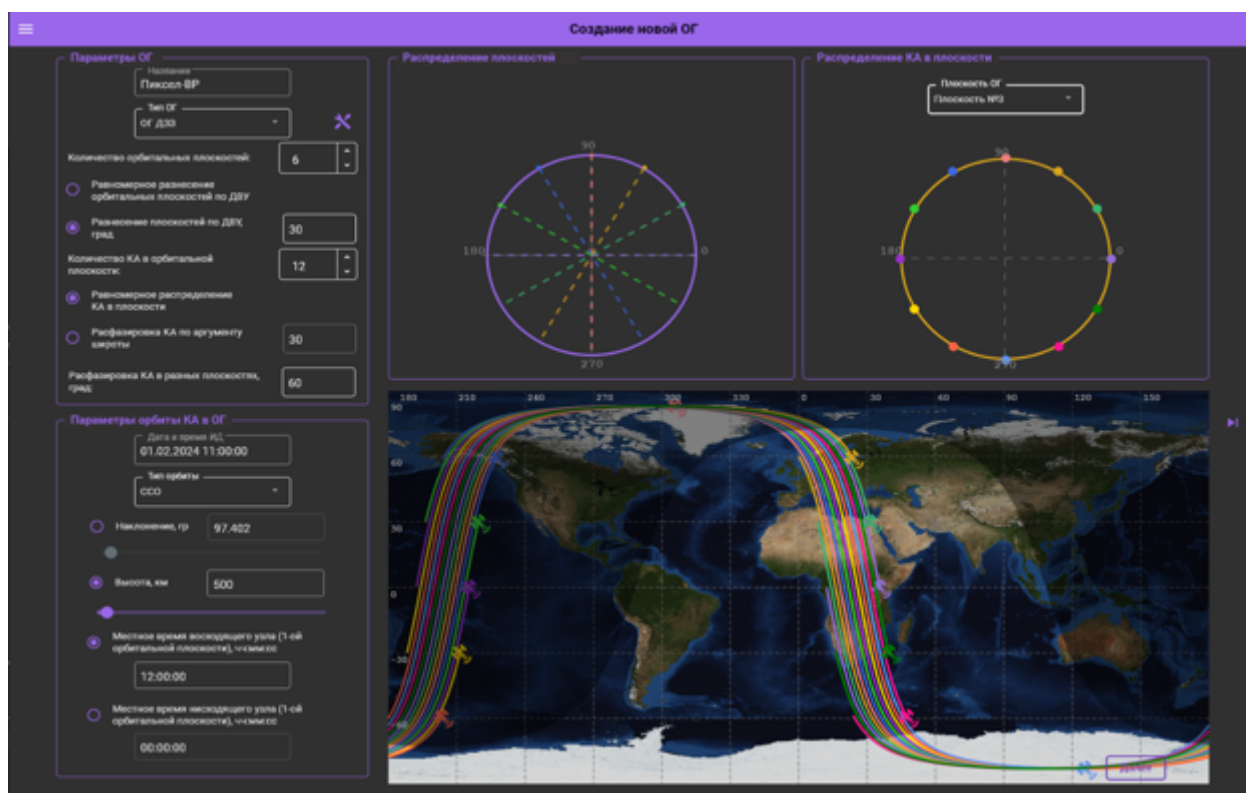


Рисунок 5.26 – Интерфейс задания параметров космической системы

В случае, если многоспутниковая космическая система состоит из различных типов КА, имеющих различную целевую и служебную аппаратуру, а также функционирующих на различных типах орбит, в едином баллистическом информационном пространстве существует функция добавления различных космических систем (по группам аппаратов) с последующей возможностью моделирования решения задач БНО управления их полетом в единой моделирующей среде. Пример создания различных космических систем в единой среде приведен на рисунке 5.27.

Орбитальные группировки в БД			
Беркут-ВД		Пиксел-ВР	
Тип ОГ: КА ДЗЗ	Распределение по ДВУ: 26.0	Тип ОГ: КА ДЗЗ	Распределение по ДВУ: 30.0
Тип орбиты КА: ССО	Распределение по арг. широты: 90.0	Тип орбиты КА: ССО	Распределение по арг. широты: 30.0
Количество КА: 36	Расфазировка по арг. широты между ОП: 45.0	Количество КА: 72	Расфазировка по арг. широты между ОП: 60.0
Количество ОП: 9		Количество ОП: 6	
Количество КА в ОП: 4		Количество КА в ОП: 12	
Скиф		Беркут-С	
Тип ОГ: Спутник связи	Распределение по ДВУ: 120.0	Тип ОГ: Спутник связи	Распределение по ДВУ: 26.0
Тип орбиты КА: НОО	Распределение по арг. широты: 90.0	Тип орбиты КА: ССО	Распределение по арг. широты: 45.0
Количество КА: 12	Расфазировка по арг. широты между ОП: 4	Количество КА: 72	Расфазировка по арг. широты между ОП: 9
Количество ОП: 3		Количество ОП: 9	
Количество КА в ОП: 4		Количество КА в ОП: 8	
Беркут-ВР		Марафон	
Тип ОГ: КА ДЗЗ	Распределение по ДВУ: 180.0	Тип ОГ: Спутник связи	Распределение по ДВУ: 30.0
Тип орбиты КА: ССО	Распределение по арг. широты: 180.0	Тип орбиты КА: НОО	Распределение по арг. широты: 16.4
Количество КА: 2	Расфазировка по арг. широты между ОП: 2	Количество КА: 264	Расфазировка по арг. широты между ОП: 12
Количество ОП: 1		Количество ОП: 12	
Количество КА в ОП: 2		Количество КА в ОП: 22	
Смотр-В		Экспресс-РВ	
Тип ОГ: КА ДЗЗ	Распределение по ДВУ: 90.0	Тип ОГ: Спутник связи	Распределение по ДВУ: 90.0
Тип орбиты КА: ССО	Распределение по арг. широты: 120.0	Тип орбиты КА: ВЗО	Распределение по арг. широты: 180.0
Количество КА: 6	Расфазировка по арг. широты между ОП: 60.0	Количество КА: 4	Расфазировка по арг. широты между ОП: 2
Количество ОП: 2		Количество ОП: 2	
Количество КА в ОП: 3		Количество КА в ОП: 2	

Рисунок 5.27 – Функционирование различных космических систем в единой среде

Кроме того, в специальном программном обеспечении реализованы функции 3D отображения для улучшения процессов анализа функционирования многоспутниковых космических систем ДЗЗ (рис 5.28).

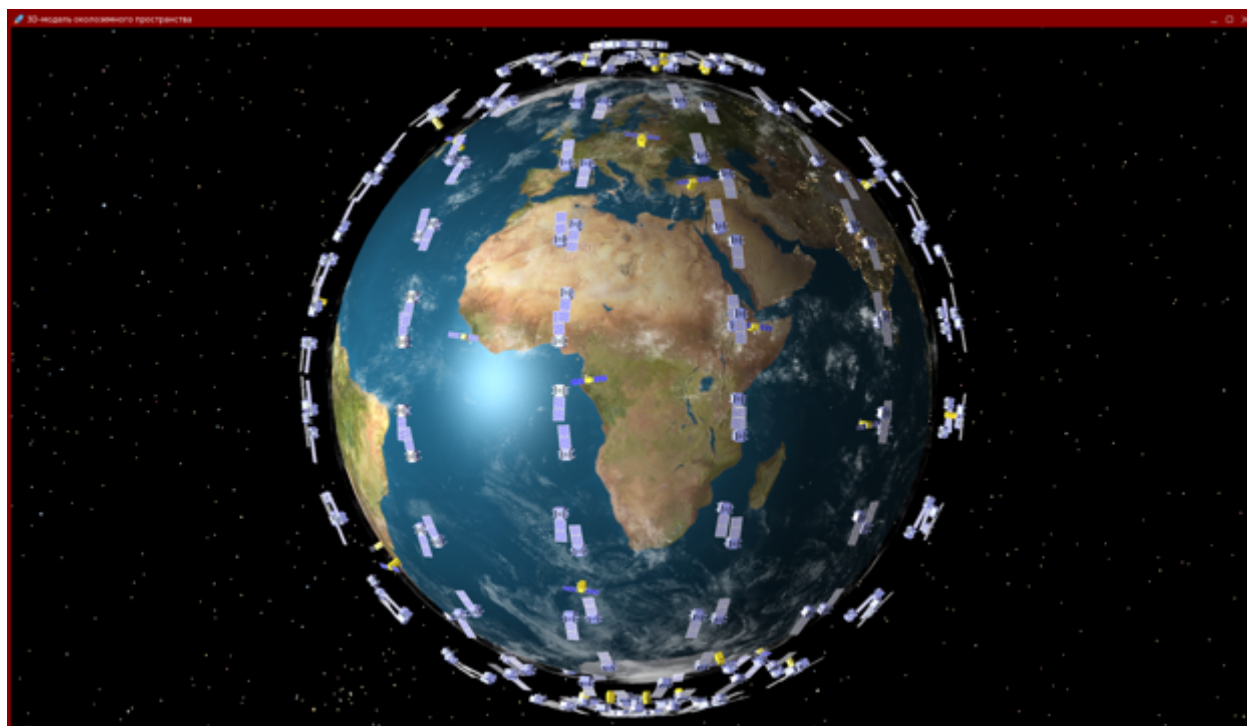


Рисунок 5.28 – Пример 3D отображения

После ввода всех исходных данных для решения задачи расчета системного эффекта, в случае отсутствия глобального обзора Земли многоспутниковой космической системой ДЗЗ, необходимо задать параметры интересующего нас района наблюдения (рис. 5.29).

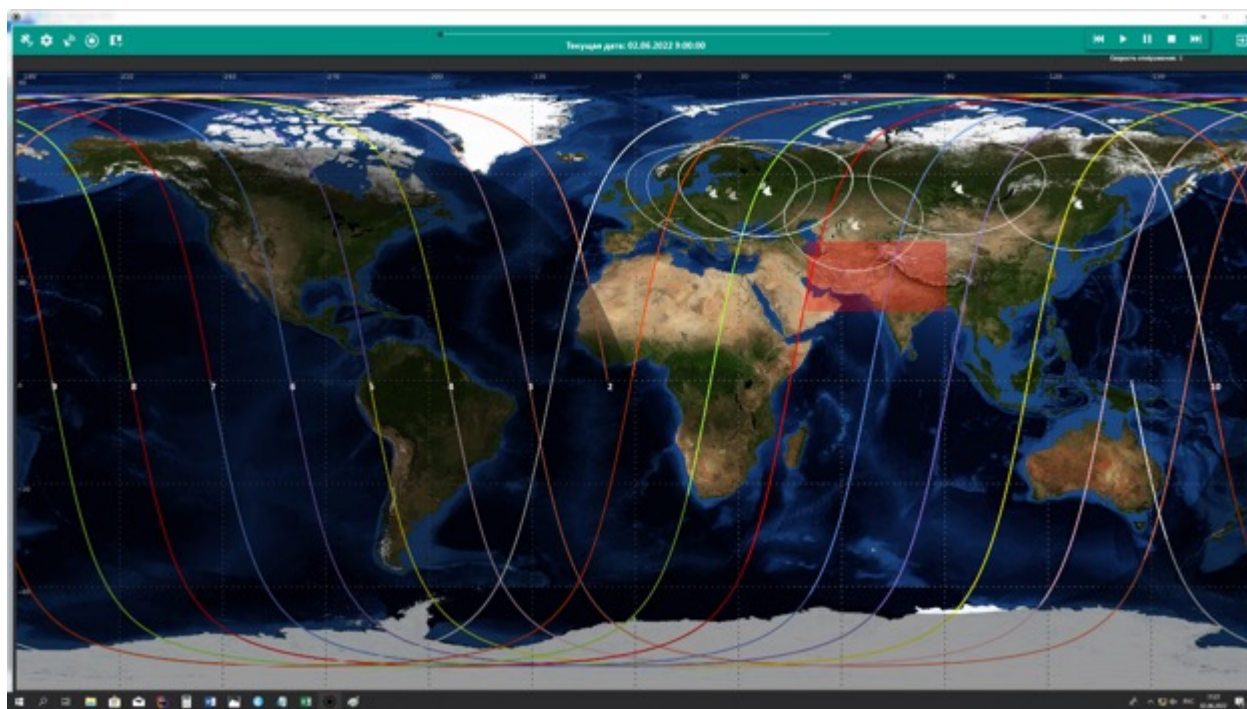


Рисунок 5.29 – Интерфейс задания параметров района наблюдения

После этого, в соответствии с алгоритмами, описанными в разделе 5.3.1, будут рассчитаны параметры периодичности наблюдения заданного района на интересующем интервале моделирования. Данные параметры затем будут использованы для расчета необходимости проведения коррекций КА, входящих в многоспутниковую космическую систему, с учетом алгоритмов, описанных в разделе 5.3.2.

5.4 Выводы по главе 5

Глава посвящена синтезу комплексов алгоритмов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП, состоящему из:

– методики построения единого баллистического информационного пространства, включающей в свой состав:

- алгоритм выбора модели движения центра масс КА, входящих в единое баллистическое информационное пространство;
- алгоритм определения адекватности начальных условий движения центра масс КА, находящихся в едином баллистическом информационном пространстве.

– методики построения системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ, включающей в свой состав:

- метод планирования решения задач БНО управления многоспутниковыми КА ДЗЗ с использованием нейросетевых технологий;
- алгоритм контроля выполнения задач БНО управления полетами КА ДЗЗ, а также перепланирования задач БНО в случае невозможности их выполнения.

– методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом, включающей в свой состав:

- алгоритм расчета системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ;
- алгоритм расчета числа коррекций орбиты КА для поддержания характеристик решения целевых задач многоспутниковой космической системы ДЗЗ.

Для практической реализации предлагаемого метода в виде автоматизированной системы БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ для каждой разработанной методики в главе приведены принципы ее программной реализации.

6. Результаты экспериментальной отработки метода БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ

Для экспериментального подтверждения возможности использования метода БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ были разработаны все три составляющие метода:

1. Единое баллистическое информационное пространство – для обеспечения моделирования решения задач БНО для КА, имеющих различные характеристики целевой и служебной аппаратуры, функционирующие на различных типах орбит и имеющих разные источники навигационной информации, в единой моделирующей среде.

2. Автоматизированную систему планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ – для сокращения времени на выполнение однотипных баллистических расчетов, необходимых для обеспечения управления каждым КА, входящим в многоспутниковую космическую систему, а также для максимально автоматизированного контроля правильности решения задач БНО.

3. Макет специального программного обеспечения, реализующий методику поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, с учетом решения целевых задач системой в целом.

Основными факторами, которые необходимо проверить путем моделирования решения задач БНО управления многоспутниковой космической системой, являются: время решения всех задач БНО на текущие сутки (на существующих АРМ специалистов-баллистиков), возможность составления корректного плана решения задач БНО (циклограммы работы службы БНО) на текущие сутки и правильность решения всех баллистических задач с учетом всех ограничений в части необходимости решения целевых задач системой в целом.

Для этого под каждую созданную подсистему были разработаны различные сценарии моделирования, показывающие возможность решения задач отдельно каждой подсистемой (с подсчётом времени на выполнение задач), а также показывающие возможность решения всех задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ автоматизированной системой в целом. При этом все расчеты должны выполняться с использованием штатных серверов и АРМ Базового ЦУП Госкорпорации «Роскосмос».

В качестве исходных данных о количестве КА в многоспутниковых космических системах были взяты данные из открытых источников, содержащих планы развертывания государственных и коммерческих космических систем ДЗЗ (рисунок 6.1).

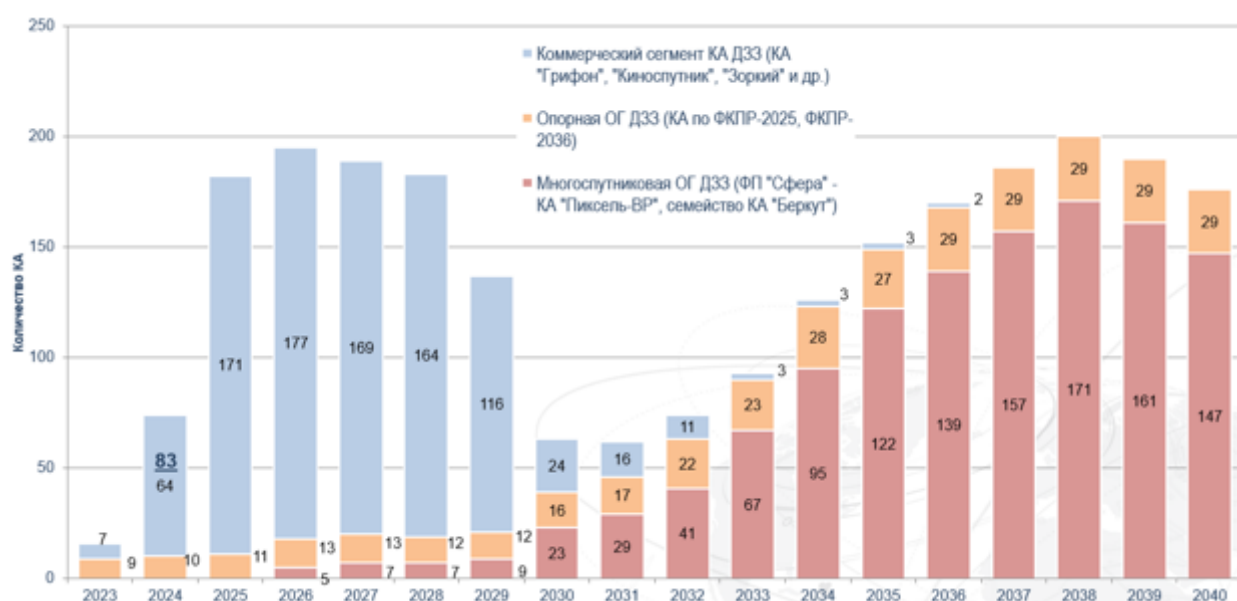


Рисунок 6.1 – Предполагаемый состав многоспутниковых космических систем ДЗЗ

В качестве опорной многоспутниковой космической системы, для которой проводилось комплексное моделирование решения задач БНО управления полетом, была выбрана многоспутниковая космическая система ДЗЗ, состоящая из 112 КА, функционирующих на солнечно-синхронных

орбитах, но с различными параметрами орбиты (таблица 4.3). Кроме того, для оценки времени решения задач БНО в отдельных сценариях моделирования учитывалась необходимость обеспечения управления дополнительно КА связи, которые могут использоваться для создания межспутниковой радиолинии.

6.1 Моделирование движения многоспутниковой космической системы ДЗЗ в едином баллистическом информационном пространстве

6.1.1 Расчет времени прогнозирования движения центра масс моделируемых объектов на различных интервалах

При решении задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем, основной и одной из самых затратных по времени (с учетом большого количества КА в космической системе) является задача прогнозирования движения центра масс КА. Так как процедуры планирования процессов управления КА и космическими системами включают долгосрочное (на интервал один месяц), среднесрочное (на интервал одну неделю) и оперативное (на интервал одни сутки) планирование, для оценки максимального времени, необходимого для решения задачи прогнозирования движения центра масс, будем рассматривать интервал прогнозирования равный одному месяцу. В качестве исходных данных для решения данной задачи будем использовать предполагаемый состав орбитальной группировки КА ДЗЗ, а также группировку связных спутников, обеспечивающих оперативную связь между КА. Кроме того, для обеспечения полноты исследования были промоделированы процессы решения задач прогнозирования центра масс КА, входящих в космические системы, функционирующие на всех типах используемых к настоящему времени орбит (НОО, ССО, ГСО, и средне круговых). Моделируемая орбитальная группировка представлена в таблице 6.1. Общее число КА, движение центра масс которых было промоделировано в едином баллистическом информационном пространстве, составило 328 КА.

Таблица. 6.1. Состав моделируемой орбитальной группировки

ОГ	ОГ1	ОГ2	ОГ3	ОГ4	ОГ5
Состав ОГ	36 КА	12 КА	12 КА	4 КА	264 КА
Высота орбиты	400 км	8059 км	35786 км		750 км
Число орбитальных плоскостей	9	3		2	12
Тип орбиты	ССО	Средняя круговая	ГСО	ВЭО	НОО
Масса КА, кг	1000	600	5700	2400	50

Общий вид базы данных, содержащей информацию о моделируемых космических системах, представлен на рисунке 6.2.

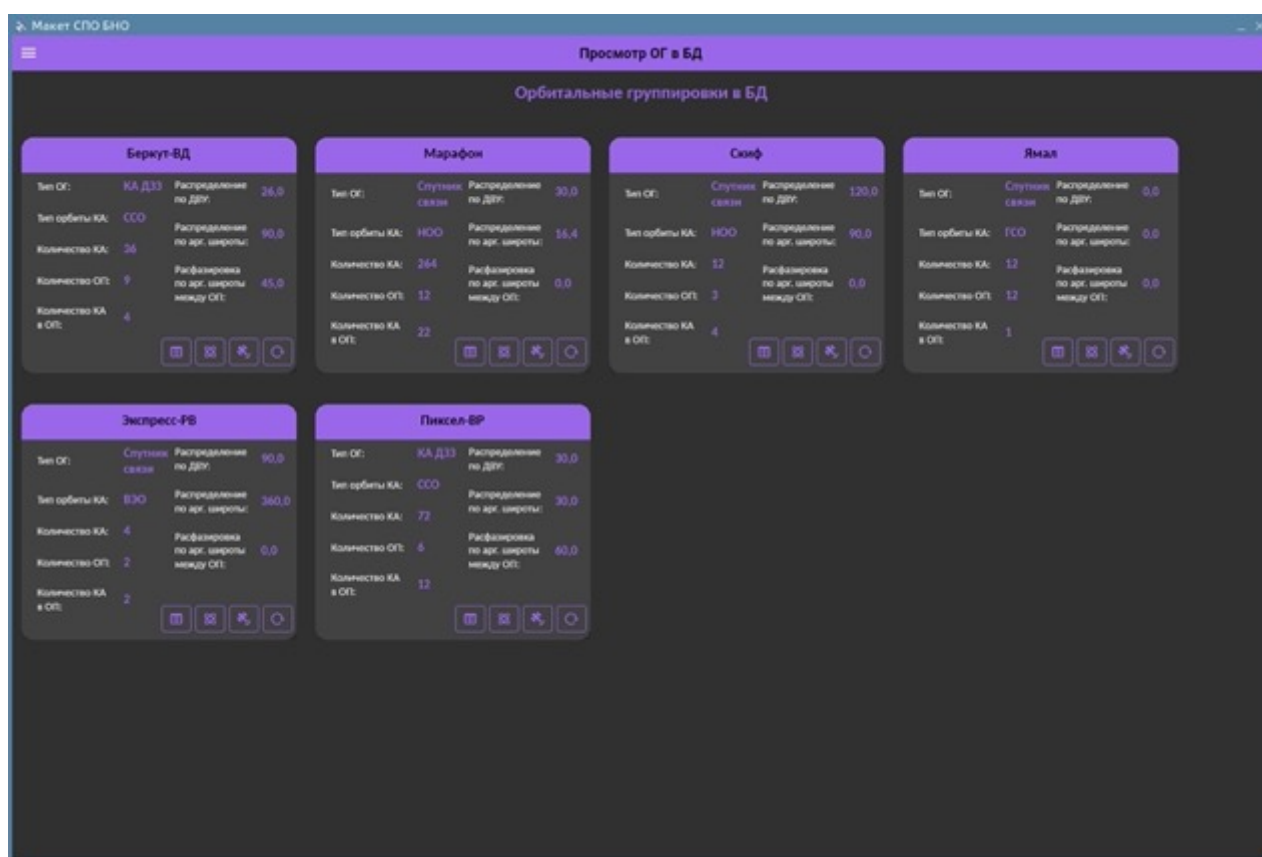


Рисунок 6.2 – Общий состав моделируемых космических систем

Результаты расчетов представлены на рисунке 6.3. Как видно из рисунка, при использовании стандартного компьютера из состава ЦУП КА НСЭН максимальное время, необходимое для расчета прогноза положения центра масс многоспутниковой космической системы, состоящей из 328 КА, составит 2538 секунд или 42.3 минуты. В случае же использования дата-центра

из состава Базового ЦУП Госкорпорации «Роскосмос» время на проведение вычислений может сократиться до 3.3 минуты.

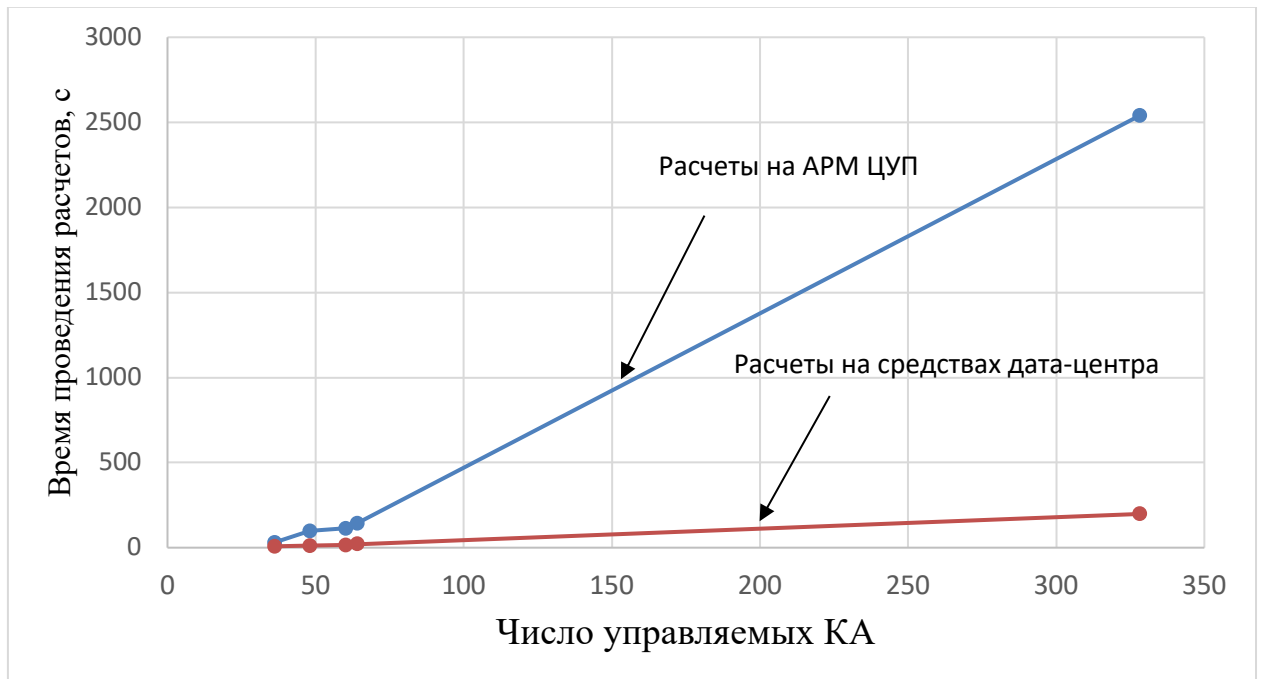


Рисунок 6.3 – Время проведения расчетов прогнозирования положения ЦМ

Таким образом, с помощью единого баллистического информационного пространства, а также автоматизированной системы решения задач БНО управления полетами возможно оперативное решение задач прогнозирования центра масс КА, находящихся на различных орбитах в единой системе.

6.1.2 Расчет времени вычисления системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ

Так как рассматриваемая многоспутниковая система ДЗЗ не обеспечивает глобального покрытия Земли, при моделировании расчета системного эффекта была взята периодичность наблюдения различных территорий Российской Федерации, находящихся на различных широтах (рисунок 6.4).



Рисунок 6.4 – Районы, для которых проводились расчеты периодичности наблюдения

Выбор этих трех районов обусловлен их крайними положениями по широте (районы №1 и №3), а также необходимостью проведения комплексной оценки периодичности обзора всех охватываемых многоспутниковой космической системой ДЗЗ широтных районов Российской Федерации, включая средние широты (район № 2). В соответствии с разработанной моделью и алгоритмом расчета системного эффекта, возникающего при использовании многоспутниковых космических систем (см. разделы 3.5 и 5.3.1), были рассчитаны значения периодичности наблюдения для каждого из выбранных районов. Для этого были выбраны КА для расчета, а также тип съемки (рисунок 6.5).

Макет СПО БНО

Расчет зон обзора КА

Выберите КА для расчета

- ☒ Беркут-ВД
- ☐ Пиксел-ВР

Параметры расчета

Тип съемки
Полоса обзора

Начало прогноза
27.05.2024 00:00:00

Конец прогноза
28.05.2024 00:00:00

Шаг выдачи, сек
10

Тангаж, гр
0

Рыскание, гр
0

Крен, гр
0

Добавить задание

Беркут-ВД - 0101

Тип съемки	Время начала	Время конца	Тангаж, гр	Рыскание, гр	Крен, гр	Шаг, с
Полоса обзора	27.05.2024 00:00:00	28.05.2024 00:00:00	0	0	0	10

Беркут-ВД - 0102

Тип съемки	Время начала	Время конца	Тангаж, гр	Рыскание, гр	Крен, гр	Шаг, с
Полоса обзора	27.05.2024 00:00:00	28.05.2024 00:00:00	0	0	0	10

Беркут-ВД - 0103

Тип съемки	Время начала	Время конца	Тангаж, гр	Рыскание, гр	Крен, гр	Шаг, с
Полоса обзора	27.05.2024 00:00:00	28.05.2024 00:00:00	0	0	0	10

Беркут-ВД - 0104

Тип съемки	Время начала	Время конца	Тангаж, гр	Рыскание, гр	Крен, гр	Шаг, с
Полоса обзора	27.05.2024 00:00:00	28.05.2024 00:00:00	0	0	0	10

Расчет Удалить все

Рисунок 6.5 – Задание на расчет зон обзора КА

В результате проведенных расчетов для многоспутниковой космической системы ДЗЗ, состоящей из 112 КА (таблица 4.3), район № 1 за сутки наблюдается от 20 до 28 КА (моделирование было произведено на интервале в 1 месяц), при этом не учитывались ограничения по времени съемки (рис. 6.6). Район № 2 наблюдается от 8 до 16 КА за сутки (рис. 6.7) и район № 3 за сутки наблюдается от 4 до 9 КА (рис. 6.8).

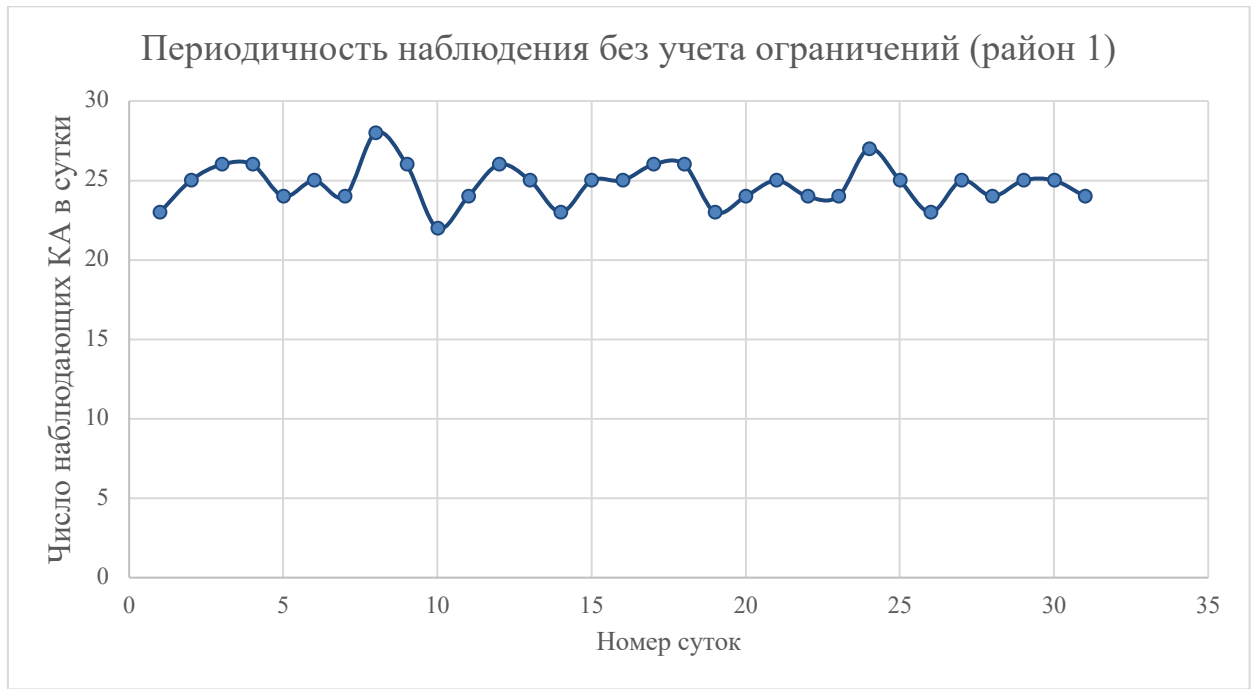


Рисунок 6.6 – Периодичность наблюдения района № 1

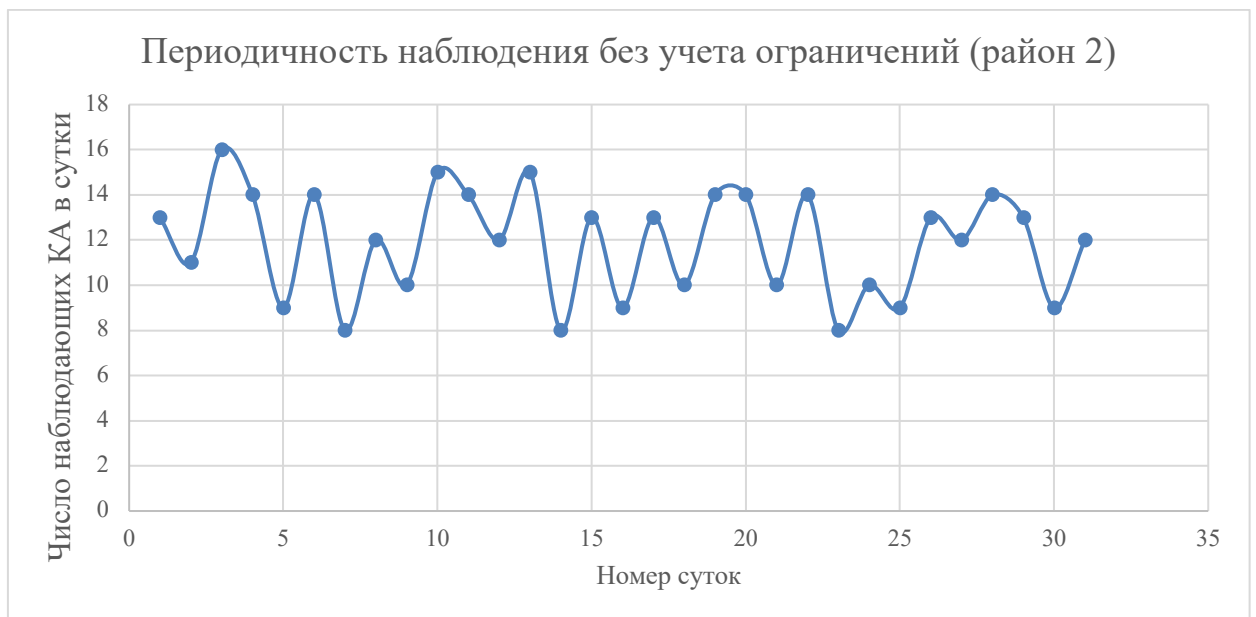


Рисунок 6.7 – Периодичность наблюдения района № 2



Рисунок 6.8 – Периодичность наблюдения района № 3

Далее, для оценки возможности оперативного решения задачи расчета системного эффекта было посчитано время, необходимое для расчета периодичности наблюдения всех рассматриваемых районов на интервале 1 месяц многоспутниковой космической системой, состоящей из различного числа КА ДЗЗ (112, 264 и 328 КА). Результаты расчетов представлены на рисунке 6.9.

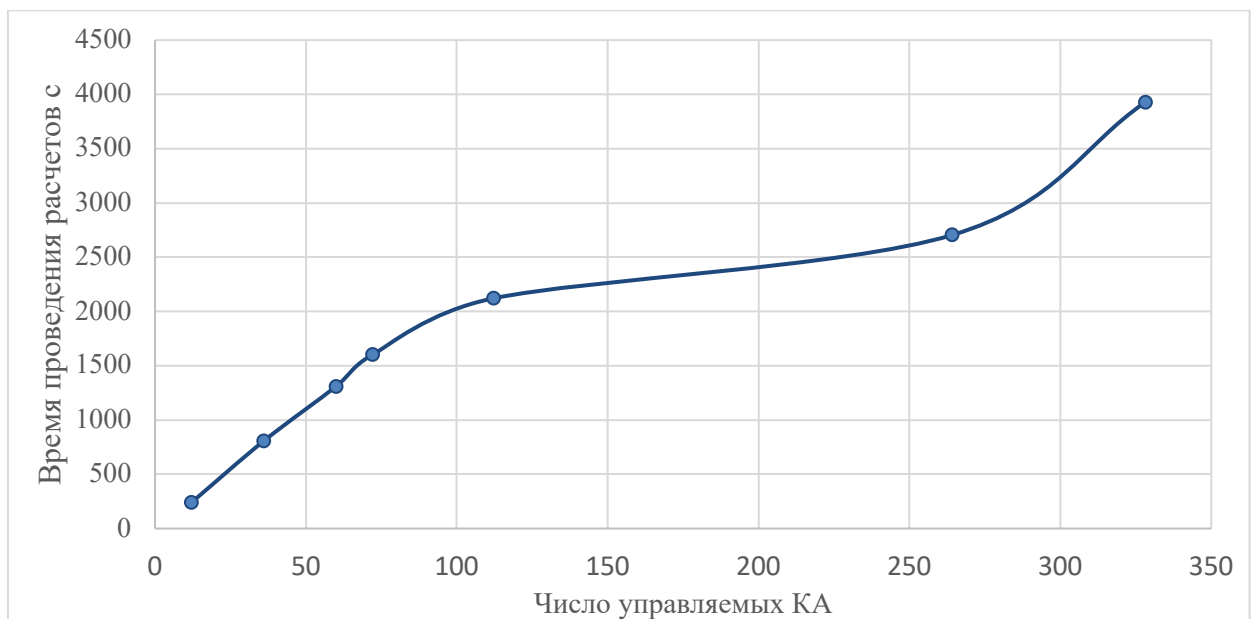


Рисунок 6.9 – Время расчета системного эффекта для различного состава КС

Результаты расчетов показывают, время расчета системного эффекта (периодичности наблюдения заданных районов) от использования многоспутниковых космических систем напрямую зависит от численности их орбитальных группировок, а также от параметров используемых орбит. Из рисунка 6.9 видно, что расчет периодичности наблюдения заданных трех районов для многоспутниковой космической системы ДЗЗ, включающей в свой состав 112 КА, составит 2120 с (35.3 мин), для 264 КА время расчета составит уже 2703 с (45.05 мин), а для 328 КА время расчета составит 3925 с (65.4 мин). Полученные результаты показывают возможность проведения расчетов системного эффекта, создаваемого многоспутниковой космической системой ДЗЗ, при проведении оперативных расчетов, необходимых для решения задач БНО управления полетами, на каждые сутки. Изменение градиента времени проведения расчетов при увеличении числа КА объясняется ограничением на вычислительные ресурсы ЦУП (возможностью распараллеливания вычислений, а также на занимаемую оперативную память, в которой хранятся накапливаемые результаты расчетов для текущего цикла вычислений до момента времени их записи в базу данных и очистки оперативной памяти).

Полученные результаты времени вычисления системного эффекта характерны только для рассматриваемых исходных данных и могут изменяться как в большую, так и в меньшую сторону при изменении параметров орбит рассматриваемых КА из состава многоспутниковых космических систем ДЗЗ, а также при увеличении числа рассматриваемых регионов, для которых рассчитывается периодичность их наблюдения.

6.2 Моделирование решения задач БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ с учетом автоматизации процессов планирования

6.2.1 Сценарий моделирования

Для проверки эффективности предлагаемых подходов по использованию единого баллистического информационного пространства вместе с автоматизированной системой планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ были разработаны различные сценарии моделирования. В качестве исходных данных о типовых задачах БНО управления космическими системами была взята таблица 4.4, в которой представлены 9 разновидностей задач, решаемых службой БНО при управлении космическими системами. Так как суточный план проведения баллистических расчетов зависит от многих факторов, таких как: текущее положение центра масс КА на орбите, значение индексов солнечной и геомагнитной обстановки, необходимостью подготовки к проведению коррекций орбиты, либо непосредственно ее проведению, либо необходимостью ее оценки, необходимостью расчетов стандартной баллистической информации для недельного или месячного планирования и других факторов, для корректной оценки времени проведения суточных баллистических расчетов для многоспутниковых космических систем ДЗЗ, циклограмма решения баллистических задач на сутки составлялась случайным образом. С помощью метода Монте-Карло было сгенерировано 1000 комбинаций, содержащих случайные сочетания баллистических задач, которые необходимо решить на текущие сутки для каждого КА, входящего в космическую систему. Затем с помощью методик и алгоритмов, описанных в разделе 5.2, были составлены планы проведения баллистических расчётов. Далее, с помощью автоматизированной системы контроля выполнения задач БНО управления полетами и единого баллистического информационного пространства в автоматическом режиме выполнялись задачи, включенные в

план на текущие сутки, с контролем правильности их выполнения и времени, необходимого для решения данных задач.

6.2.2 Расчет времени решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ

Примеры составленных планов выполнения задач БНО управления полетами многоспутниковой космической системы ДЗЗ представлены на рисунке. Зеленым цветом показано, что задачи были успешно решены.

ID	Название КА	Название задачи	Статус выполнения	Условия выполнения	Параметры условий	Время запуска	Время завершения	Комментарий	Посмотреть результаты	Удалить задачу
3593	НОО-1	Расчет световых расстояний на орбите	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.6	12:03:41.8			
3594	НОО-1	Расчет из радиодальности спутника ретранслятора	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.6	12:03:45.7			
3595	НОО-1	Расчет параметров для космической станции	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.7	12:03:53.3			
3596	НОО-2	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.8	12:03:41.7			
3597	НОО-2	Расчет из радиодальности космической станции	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.8	12:04:02.2			
3598	НОО-2	Расчет световой обстановки на орбите	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.8	12:03:41.9			
3599	НОО-3	Расчет из радиодальности спутника ретранслятора	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:38.8	12:03:45.7			
3600	НОО-3	Расчет параметров для космической станции	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:41.8	12:03:53.9			
3601	НОО-3	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:41.1	12:03:43.9			
3602	НОО-3	Расчет из радиодальности космической станции	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:41.8	12:04:02.1			
3603	НОО-3	Расчет световой обстановки на орбите	Выполнена	Выполнить немедленно		12:03:41.9	12:03:44.3			

ID	Название КА	Название задачи	Статус выполнения	Условия выполнения	Параметры условий	Время запуска	Время завершения	Комментарий	Посмотреть результаты	Удалить задачу
3579	НОО-1	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:32.4	11:56:56.7			
3580	НОО-2	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:32.7	11:56:51.5			
3581	НОО-3	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:32.8	11:56:56.3			
3582	НОО-4	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:32.8	11:56:49.1			
3583	НОО-5	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:33.0	11:56:44.5			
3584	НОО-6	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:33.1	11:56:56.7			
3585	НОО-7	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:33.1	11:56:47.4			
3586	НОО-8	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:33.2	11:56:53.2			
3587	НОО-9	Определение орбиты	Выполнена	Выполнить немедленно		11:56:41.4	11:57:00.1			

Рисунок 6.10 – Монитор выполнения задач БНО управления полетами

В случае возникновения ошибки в одном из расчетов (рисунок 6.11) в соответствии с алгоритмом, представленным в главе 4, при невозможности автоматического парирования возникшей ошибки будет сформировано

сообщение оператору-баллистику, содержащее описание причин, по которой та или иная задача не была выполнена. Далее оператор должен самостоятельно устранить причину сбоя проведения расчётов и запустить прерванную цепочку расчетов заново.

Монитор выполнения задач					
Название КА	Название задачи	Статус выполнения	Время запуска	Время завершения	Комментарий
КА-1	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.4	12:09:22.8	
КА-1	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.4	12:09:47.8	
КА-1	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.4	12:09:48.2	
КА-1	Прогноз параметров орбиты	Ошибка	12:09:47.4		Ошибка при получении ИД! Подробности в логе задачи
КА-1	Расчет трассы полета КА	Выполнена	12:10:17.4	12:10:17.7	
КА-2	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.5	12:09:22.1	
КА-2	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.6	12:09:47.9	
КА-2	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.6	12:09:48.2	
КА-2	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.5	12:09:48.2	
КА-2	Расчет трассы полета КА	Готовится	12:10:17.4		
КА-3	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.5	12:09:21.1	
КА-3	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.6	12:09:47.9	
КА-3	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.5	12:09:48.2	
КА-3	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.5	12:09:48.2	
КА-3	Расчет трассы полета КА	Готовится	12:10:17.5		
КА-4	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.6	12:09:22.1	
КА-4	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.7	12:09:47.9	
КА-4	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.6	12:09:48.2	
КА-4	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.7	12:09:48.2	
КА-4	Расчет трассы полета КА	Готовится	12:10:17.5		
КА-5	Определение орбиты	Выполнена	12:09:17.7	12:09:21.8	
КА-5	Расчет формы Ф371	Выполнена	12:09:47.6	12:09:47.9	
КА-5	Расчет светотеневой обстановки на орбите	Выполнена	12:09:47.7	12:09:48.2	
КА-5	Прогноз параметров орбиты	Выполнена	12:09:47.6	12:09:48.2	
КА-5	Расчет трассы полета КА	Выполнена	12:10:17.5	12:10:17.8	

Рисунок 6.11 – Монитор выполнения задач БНО управления полетами

Алгоритм работы автоматизированной системы планирования процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ построен таким образом, что ошибка проведения баллистических расчетов по одному КА никак не влияет на проведение других расчётов по остальным КА, входящим в космическую систему, таким образом, у оператора-баллистика появляется возможность концентрироваться только на баллистических задачах, которые не могут быть выполнены без его вмешательства. Кроме того, время, необходимое оператору-баллисту на парирование возникших нештатных ситуаций, никак не влияет на проведение остальных баллистических расчетов. При расчете времени, необходимого для решения задач БНО управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ с помощью автоматизированной системы, время, необходимое на парирование возникающих нештатных ситуаций, учитывалось случайным образом (как и число нештатных ситуаций), исходя из накопленной в ЦУП АО «ЦНИИмаш» статистике.

На рисунке 6.12 представлены результаты статистического расчета с учетом времени на парирование НШС. Исходя из опыта работы операторов-баллистов по управлению КА и космическими системами различного целевого назначения, нештатные ситуации, возникающие при проведении баллистических расчетов, как правило, можно разделить на следующие категории: некорректные исходные данные для проведения расчетов, нештатные ситуации, возникающие при обмене с внутренними или внешними абонентами, ошибки операторов, ошибки при составлении плана проведения баллистических расчетов, нештатные ситуации, возникающие на аппаратных комплексах. Исходя из типа возникающей нештатной ситуации, расчетное время на ее парирование может отличаться, однако, исходя из статистических данных, а также требований по надежности функционирования аппаратно-программных комплексов ЦУП, время на парирование НШС, возникающей при проведении оперативных расчетов, не должно превышать 5 минут. Исходя

из этого, при проведении моделирования решения задач БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ в каждом случайном варианте расчета также случайным образом учитывалось время на парирование НШС в диапазоне от 0 до 300 с.

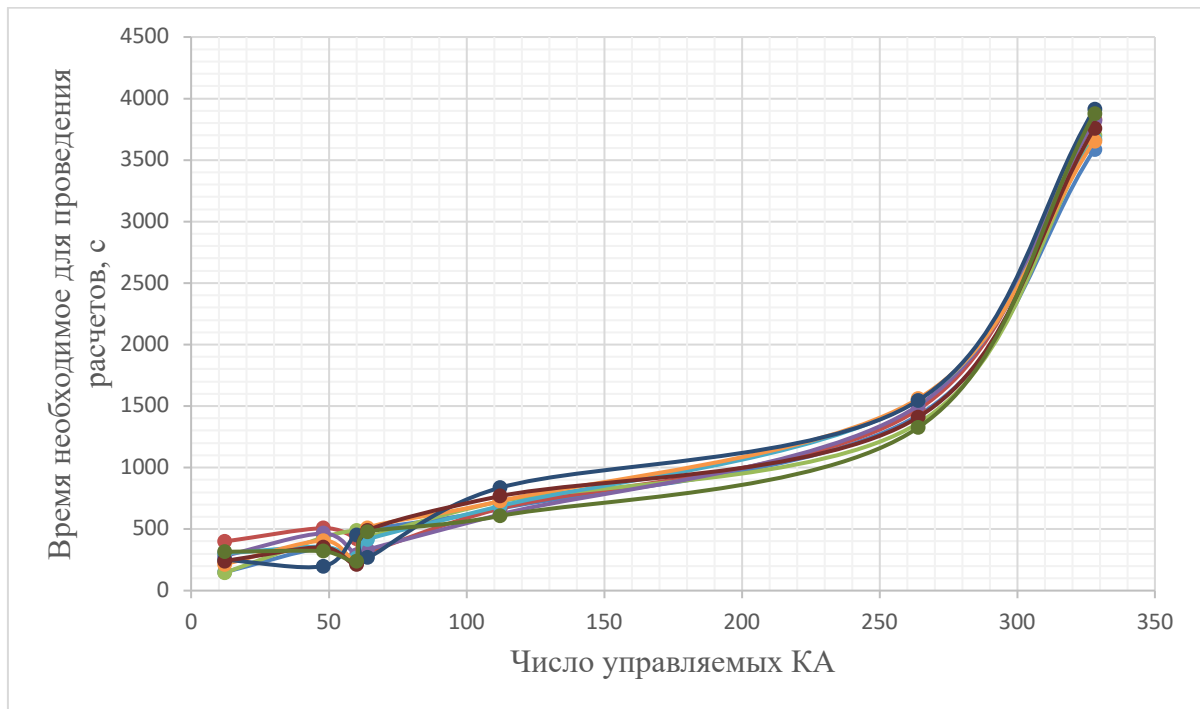


Рисунок 6.12 – Результаты статистических расчетов времени решения задач БНО

Как видно из представленных на рисунке 6.12 результатов моделирования, время необходимое на проведение стандартных баллистических расчётов с использованием автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ в едином баллистическом информационном пространстве, лежит в пределах от 3913 до 3554 с или от 65.2 до 59.2 минут.

Полученные результаты показывают практическую возможность использования автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ в сочетании с единым баллистическим информационным пространством для управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ, состоящей из КА,

функционирующих на различных типах орбиты, а также имеющих различный состав НКУ.

6.3 Комплексное моделирование процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП

6.3.1 Сценарий моделирования

Задачу комплексного моделирования процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП с использованием предложенного в настоящем диссертационном исследовании методе предлагается разделить на два этапа.

На первом этапе моделирования с помощью методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, представленной в главе 5.3, будет произведена оценка количества маневров, необходимых для поддержания системного эффекта (периодичности обзора отдельных районов), создаваемого многоспутниковой космической системой ДЗЗ. Кроме того, путем постепенного наращивания числа моделируемых КА, входящих в многоспутниковую космическую систему ДЗЗ, будет оценена возможность расширения числа КА в космической системе ДЗЗ, при которой не будет необходимости выполнения маневров поддержания системного эффекта (для рассматриваемых районов наблюдения).

На втором этапе моделирования в соответствии с результатами по числу маневров, необходимых для поддержания системного эффекта, а также в соответствии с исходными данными о типовых задачах БНО управления космическими системами (таблица 4.4), с помощью метода Монте-Карло (см. раздел 6.2) будут составлены 1000 вариантов циклограмм работы службы БНО на сутки, содержащие различные сочетания баллистических задач, которые должны быть решены в текущие сутки с учетом необходимости подготовки, проведения и последующей оценки маневров поддержания системного

эффекта (в случае наличия такого маневра в текущие сутки). Далее все баллистические расчёты будут выполнены в едином баллистическом информационном пространстве на АРМ БНО, подключенном к средствам Базового ЦУП Госкорпорации «Роскосмос».

Кроме того, для учета необходимости выполнения маневров уклонения (наряду с проведением штатных маневров поддержания системного эффекта многоспутниковой космической системы), случайным образом в циклограммы работы службы БНО на сутки будет добавляться периодическая необходимость проведения маневров уклонения. Так как к настоящему времени отечественные космические системы практически не проводят маневры уклонения, статистика по проведению таких маневров была взята в отчете об обеспечении безопасности функционирования многоспутниковой космической системы связи «Starlink». На рисунке 6.13 приведена официальная статистика проведения маневров уклонения от различных космических объектов, проведенных КА, входящими в состав космической системы «Starlink», с 06.2021 и по 12.2023.

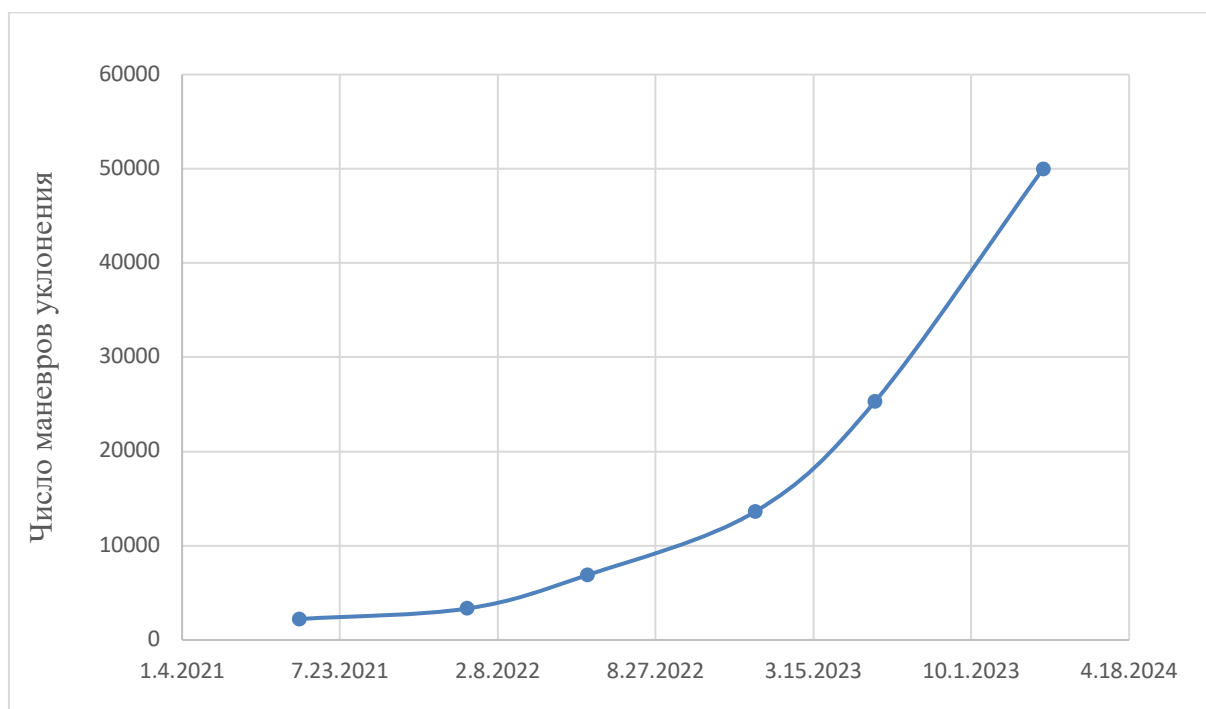


Рисунок 6.13 – Статистика проведения маневров уклонения КС «Starlink»

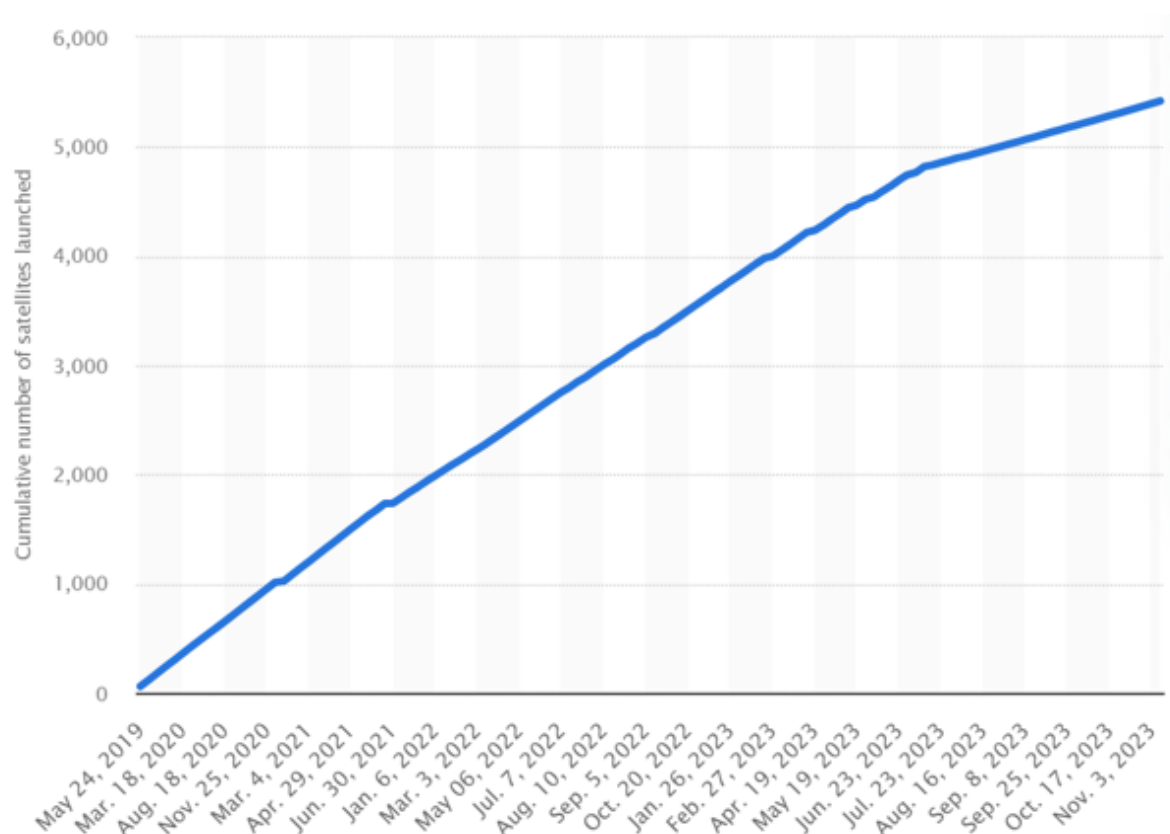


Рисунок 6.14 – Темпы роста числа КА, входящих в КС «Starlink».

Такие темпы роста числа проведенных маневров уклонения объясняются высокими темпами роста числа КА, входящих в КС «Starlink». Так в период до 01.06.2021 года было проведено 2219 маневров уклонения, в следующие полгода (до 31.12.2021) число маневров составило 3333, затем за следующие полгода число манёвров увеличилось до 6873, далее за вторую половину 2022 года было проведено уже 13612 маневров, а за первую и вторую половину 2023 года число маневров превысило 25000 и 50000 соответственно. Исходя из данной статистики, при учете необходимости проведения маневров уклонения для моделируемой многоспутниковой космической системы ДЗЗ в суточный план работы службы БНО случайным образом генерировалось задание на расчет необходимости проведение маневра уклонения (с последующей его оценкой) с периодичностью от 2 до 9-ти маневров в год для каждого КА, входящего в космическую систему.

6.3.2 Расчет максимального значения числа коррекций для поддержания системного эффекта от избыточности баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ

В качестве опорной многоспутниковой космической системы, для которой проводился расчет максимального значения числа коррекций для поддержания системного эффекта от избыточности баллистической структуры, была выбрана многоспутниковая космическая система ДЗЗ, состоящая из 112 КА, функционирующих на солнечно-синхронных орбитах, но с различными параметрами орбиты (таблица 4.3). Для обеспечения корректности сравнения результатов, полученных при использовании существующих подходов, предполагающих жесткое поддержание заданной на этапе проектирования космической системы баллистической структуры и предлагаемого гибкого подхода, в качестве исходных данных для моделирования использовалась аналогичная многоспутниковая космическая система, для которой рассчитывалось максимальное число маневров жесткого поддержания баллистической структуры в разделе 4.1.2. Схема проведения расчётов также была взята из раздела 4.1.2. Дополнительно, для учета необходимости обеспечения безопасности функционирования КА в ОКП в части уклонения от других космических объектов при оценке максимального числа маневров, необходимых для поддержания системного эффекта, учитывалась необходимость проведения маневров уклонения по методике, представленной в разделе 6.3.1.

При моделировании системного эффекта, так как рассматриваемая многоспутниковая космическая система не обеспечивает глобальность наблюдения земной поверхности, аналогично разделу 6.1.2 рассматривалась периодичность наблюдения трех районов Российской Федерации, лежащих на северной и южной границе, а также в центре страны (рисунок 6.15). Кроме того, из-за особенностей проведения съемки подстилающей поверхности в

видимом диапазоне частот дополнительно были введены ограничения на съемку заданных районов только днем.

В результате оценки изменения периодичности наблюдения было выявлено, что периодичность наблюдения района 1 (t_{m1}^*) с учетом ограничений по времени наблюдения световым днем составляет 1-2 раза в сутки и не ухудшается на протяжении 20 дней (рисунок 6.16). Периодичность наблюдения района 2 (t_{m2}^*) с учетом тех же ограничений составляет порядка 1 раз в трое суток и не ухудшается на протяжении 30 дней (рисунок 6.17).

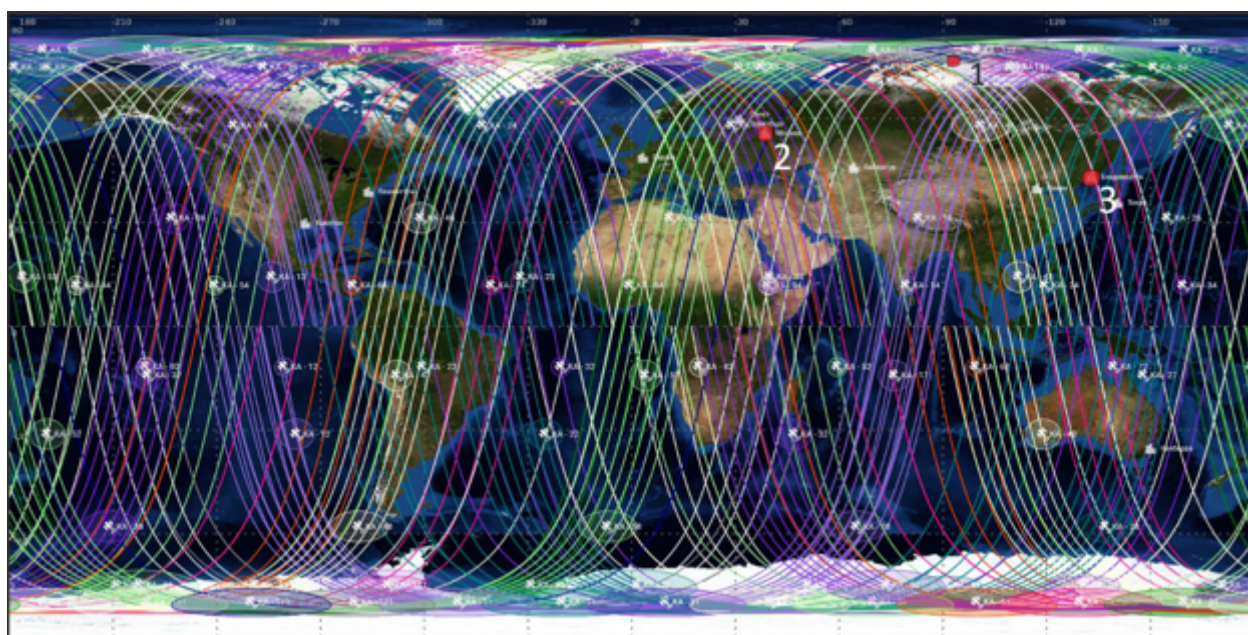


Рисунок 6.15 – Визуализация процесса моделирования

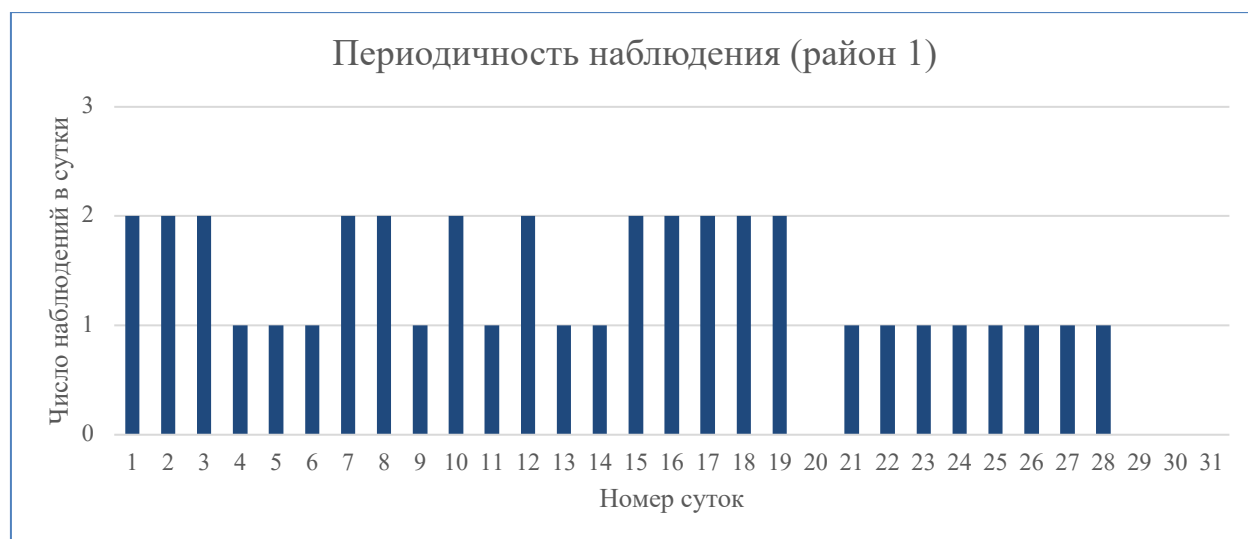


Рисунок 6.16– Анализ изменения периодичности наблюдения района 1

Периодичность наблюдения (t_{m3}^*) района 3 с учетом ограничений составила порядка 1 раз в трое суток и ухудшается через 7 дней (рисунок 6.18). Это обуславливается особенностями баллистического построения космической системы на солнечно-синхронных орбитах и более южным расположением района наблюдения.

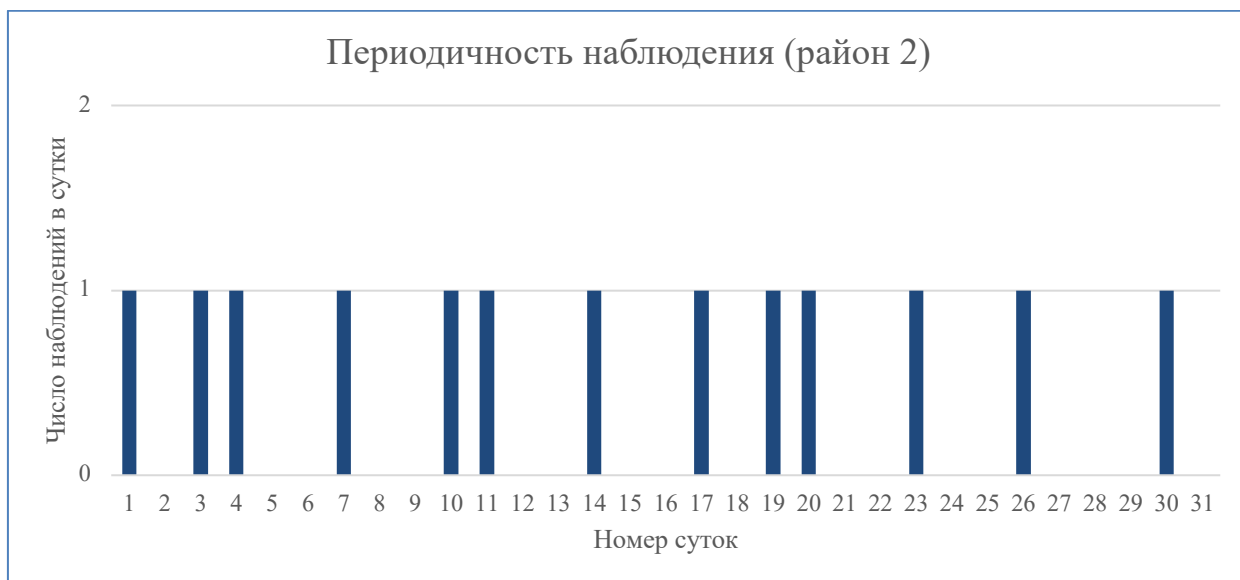


Рисунок 6.17 – Анализ изменения периодичности наблюдения района 2

Исходя из проведенного анализа, для того, чтобы оценить максимальное число коррекций КА для поддержания заданного значения периодичности наблюдения необходимо рассматривать район №3.



Рисунок 6.18 – Анализ изменения периодичности наблюдения района 3

В результате для района № 3 с помощью предлагаемого метода были рассчитаны интервалы проведения коррекций КА, а также число КА для которых необходимо проводить коррекции для удержания заданной периодичности наблюдения района №3 (t_{m3}^*) с учетом сохранения периодичности наблюдения остальных районов (№1 и №2) на интервале в 1 год. Расчет коррекций проводился в импульсной постановке без учета длительности выдачи импульса. Космические аппараты, по которым необходимо было проводить коррекции, определялись исходя из проверки условия возможности проведения съемки заданного района в заданное время.

В соответствии с проведенными расчётами периодичность съемок района номер 3 составила минимум 1 раз в 3-е суток для рассматриваемого периода времени наблюдения от 10:00 до 11:00. Для того, чтобы обеспечить сохранение такой периодичности, необходимо обеспечить съемку района № 3 КА из состава многоспутниковой космической системы ДЗЗ на 11, 14, 17 и т.д. сутки месяца, на который происходило моделирование. Для обеспечения съемки на 11 число были найдены КА (№23, №24, №36, №39,), трассы которых проходят достаточно близко от района № 3 в заданный промежуток времени. Из данных КА, исходя из условия минимизации необходимого корректирующего импульса, был выбран КА №24 со следующими параметрами орбиты: драконический период обращения, $T_\Omega = 96.880172$ мин., эксцентриситет $e = 0.000585$, наклонение $i = 98.05$ град, большая полуось $a = 6987.418912$ км, аргумент перигея $\omega = 360$ град.

С целью минимизации величины маневра были рассмотрены следующие варианты: проведение коррекции 5 числа, после проведения съемок района №3 и проведение коррекции 10-го числа для обеспечения проведения съемок на следующий день. Если коррекцию проводить 05.08.2023 в 11:06:51, после того, как аппарат выйдет на границу обзора, величина импульса составит $\Delta V = 0.011$ м/с. Данная величина вернет аппарат 24 к номинальной орбите по высоте. В результате проведения данной коррекции

район №3 будет наблюдаться 06.08.2024, 07.08.2024 и 08.08.2024, далее необходимо будет проводить коррекцию еще раз.

Если коррекцию проводить 11.08.2023 в 00:56:57, то есть за несколько часов до начала наблюдения. Величина импульса составит $\Delta V = 0.027$ м/с. Данная величина вернет аппарат 24 к номинальной орбите по высоте. В результате проведения данной коррекции район №3 будет наблюдаться 11.08.2024, 12.08.2024, 13.08.2024, 14.08.2024, далее необходимо будет проводить коррекцию.

Кроме того, так как все КА, входящие в космическую систему, функционируют на солнечно-синхронной орбите, перед окончательным выбором параметров маневра необходимо проверить условия сохранения солнечно-синхронности орбиты. В качестве ограничений были взяты ограничения по поддержанию солнечно-синхронной орбиты для КС, управляемых из ЦУП АО «ЦНИИмаш» (таблица 6.1).

Таблица 6.1 Параметры солнечно-синхронной орбиты с допусками

Параметр	Значение
Период замыкания трассы	16 суток (243 витка)
Высота на экваторе в восходящем узле, НΩ	509,75 км
Высота над общеземным эллипсоидом	от 508 до 536 км
Высота над территорией РФ	от 512 до 519 км
Драконический период обращения, ТΩ,	94,815 мин (5688,9 с)
Большая полуось, а	6891,224 км
Наклонение, i	97,462°
Витковый сдвиг, L _{витк}	23,704° (2638,7 км)
Эксцентриситет, e	0,00135
Аргумент перигея, ω	69,04°
Число витков в сутках	15,1875
Суточный сдвиг	4,444° (494,75 км)

Минимальное расстояние между соседними витками за период замыкания трассы	1,48° (164,92 км)
Ориентация плоскости орбиты относительно прямого восхождения среднего Солнца, ($\Omega - \alpha_{\odot}$)	350,75°
Среднее солнечное время	11 ч 23 мин

Интерфейс программного комплекса для подготовки задания на расчет поддержания системного эффекта (гибкое поддержание) для многоспутниковых космических систем ДЗЗ представлен на рисунке 6.19.

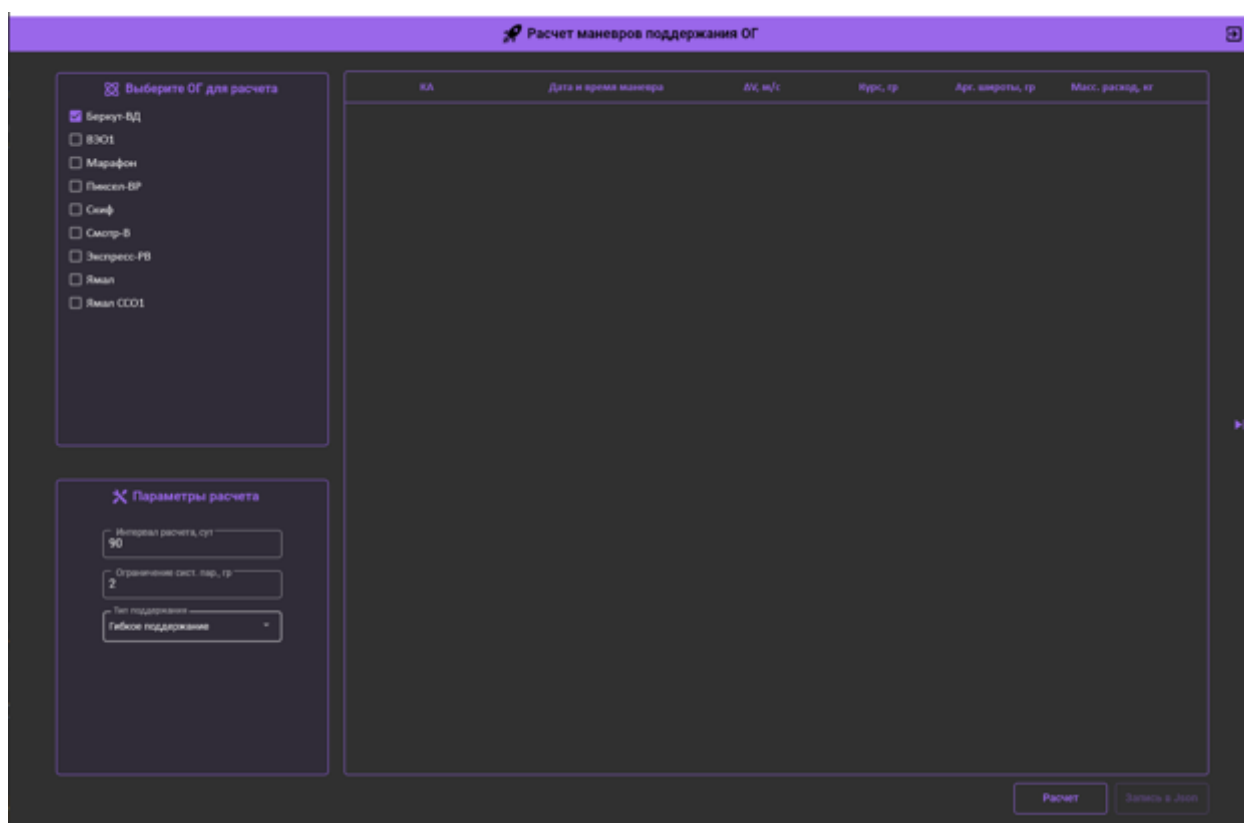


Рисунок 6.19 – Интерфейс задания на расчет поддержания баллистической структуры

В результате анализа рассчитанных вариантов маневрирования, с учетом месячного интервала планирования, а также ограничения на параметры солнечно-синхронной орбиты, был выбран вариант с коррекцией 05.08 и величиной импульса $\Delta V = 0.011$ м/с. Все вышеуказанные расчеты были проведены для всех трех районов наблюдения с учетом особенностей

рассматриваемой многоспутниковой космической системы ДЗЗ, состоящей из 112 КА, на интервале в 1 год. Также к полученным результатам случайным образом были добавлены маневры уклонения от космического мусора. В результате моделирования общее число коррекций за рассматриваемый интервал представлены на рисунках 6.20 и 6.21. Один из примеров визуализации процесса прогнозирования движения центра масс КА, входящих в рассматриваемую многоспутниковую космическую систему ДЗЗ с учетом прикладываемых маневров, представлен на рисунке 6.22.

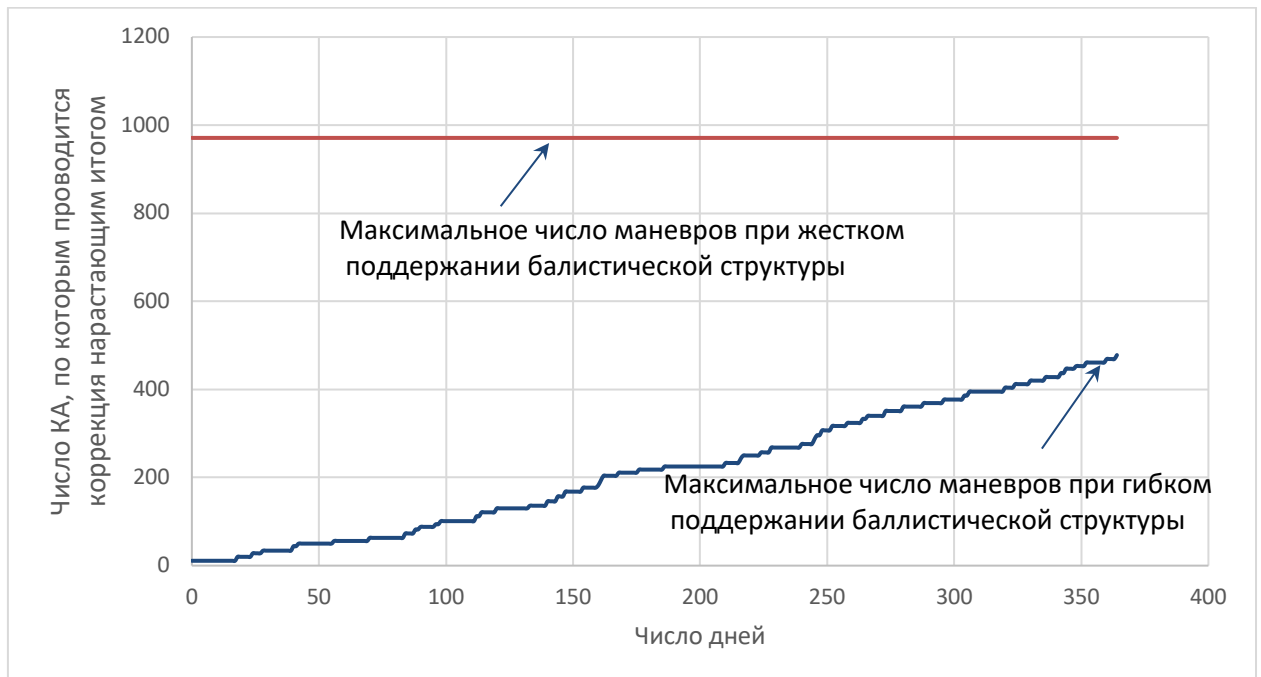


Рисунок 6.20 –Общее число коррекций в год с учетом поддержания СЭ

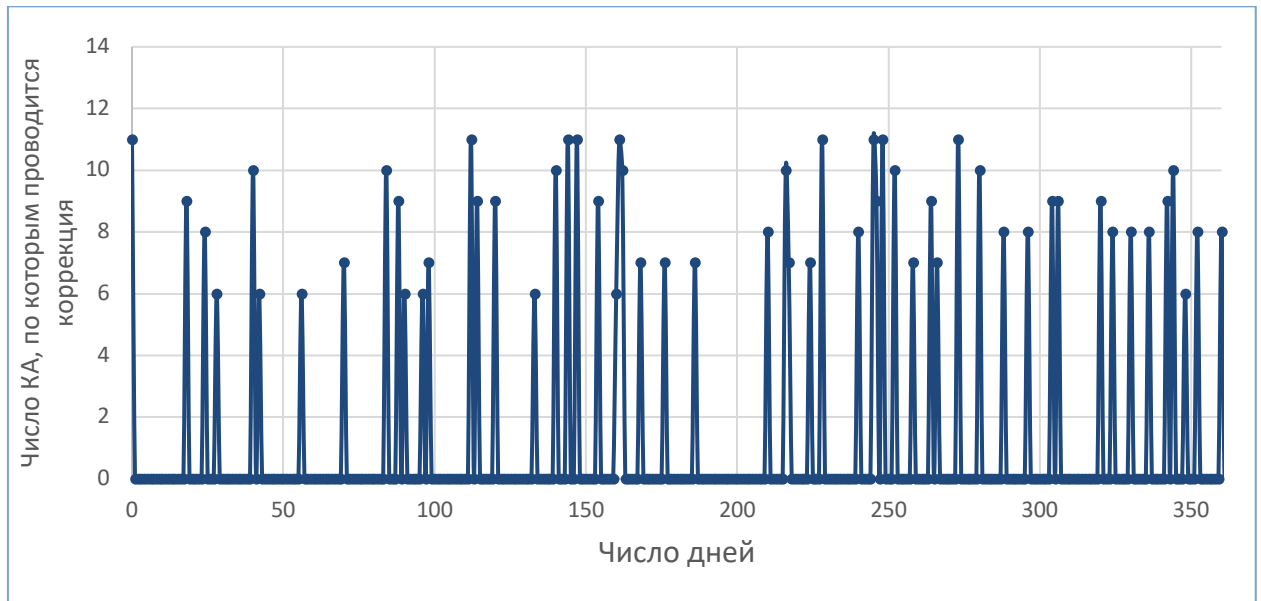


Рисунок 6.21 – Распределение коррекций по дням

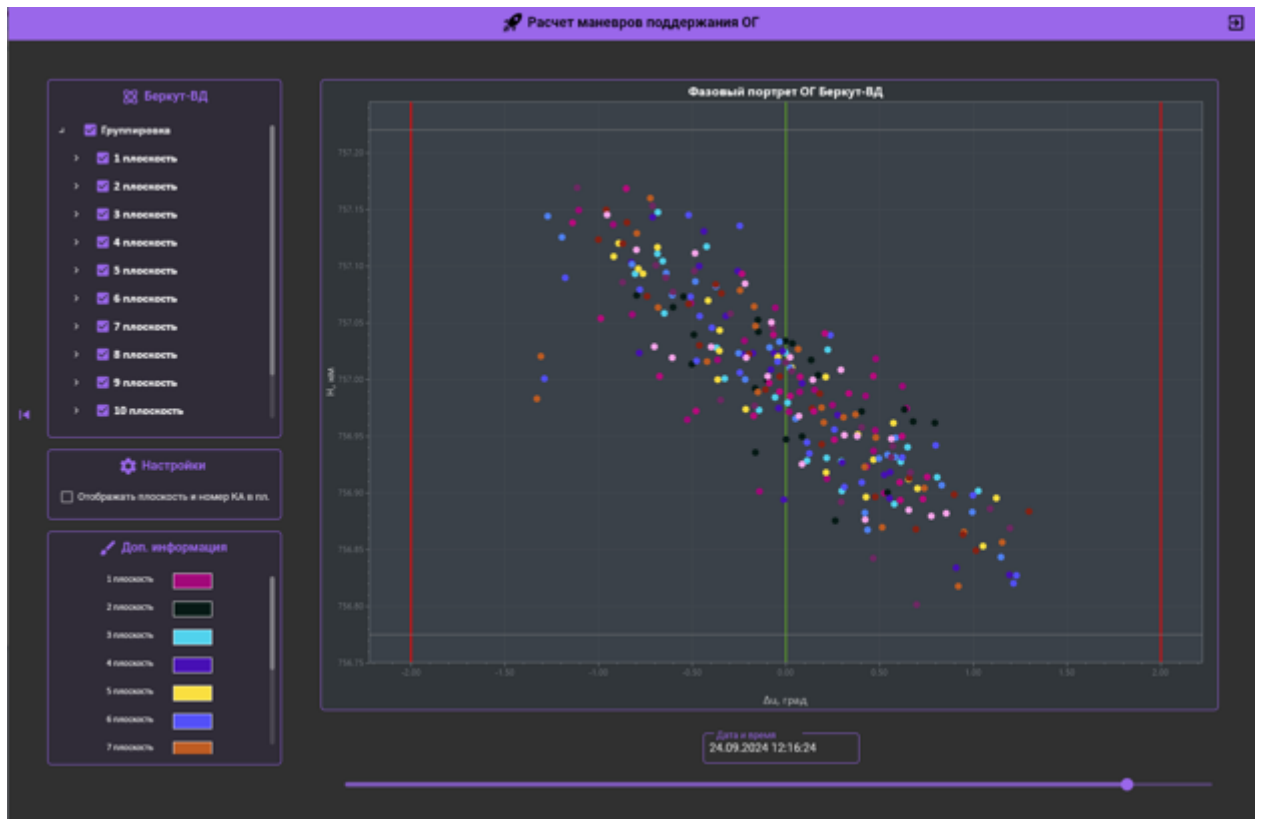


Рисунок 6.22 – Визуализация движения КА из состава многоспутниковой КС

Результаты анализа полученных данных показали нелинейность распределения коррекций орбиты как по дням, так и по количеству корректируемых КА, что обуславливается неоднородностью рассматриваемой космической системы. Кроме того, с помощью метода Монте-Карло было проведено численное моделирование различных случайных вариантов

распределения возмущающих факторов, в результате чего наихудшая оценка общего числа маневров $N_{Z\Delta V}$, необходимых для поддержания заданного значения периодичности наблюдения t_m^* , составила менее 500 в год (или менее 2-х коррекций орбиты для каждого КА в месяц), даже с учётом необходимости проведения маневров уклонения от различных наблюдаемых космических объектов (рисунок 6.20). Данный результат более, чем в два раза меньше, чем необходимое число маневров жесткого поддержания баллистической структуры космической системы.

Дополнительно необходимо отметить, что полученные конкретные результаты характерны только для рассматриваемых районов наблюдения и конкретной рассматриваемой многоспутниковой космической системы ДЗЗ. В случае уменьшения или увеличения числа КА в космической системе, а также использования различных типов орбит, различных типов целевой аппаратуры, а также интересующих районов наблюдения, находящихся на других широтах, результаты оценки максимального числа маневров поддержания системного эффекта, как по числу, так и по распределению по дням будут отличаться. Однако в данном примере были рассмотрены реальные планы по развертыванию многоспутниковых космических систем ДЗЗ, с учетом наиболее востребованных широт расположения районов наблюдения, а также современных возможностей в части целевой аппаратуры КА.

На следующем этапе исследования для рассматриваемых районов наблюдения была решена задача синтеза многоспутниковой космической системы ДЗЗ, численность которой позволит создавать такой системный эффект, при котором на интервале в 1 год не потребуются проведение маневров его поддержания. Такой системный эффект возможно создать только путем введения рациональной избыточности числа КА, входящих в многоспутниковую космическую систему. В качестве системного эффекта было выбрано требование по постоянному обзору выбранных районов каждый день в периоде наблюдения в 1 год с учетом ограничений на освещенность рассматриваемых районов.

Для решения данной задачи с помощью интерфейса создания новых космических систем (рисунок 6.23) к рассматриваемым исходным данным по орбитальному построению многоспутниковой космической системы ДЗЗ, представленной в таблице 4.1.2, последовательно в каждую плоскость добавлялись по одному КА, до тех пор, пока не исчезнут промежутки по суткам наблюдения для района 3 (т.к. это самый южный район наблюдения), при этом проверялись условия наблюдения остальных районов.

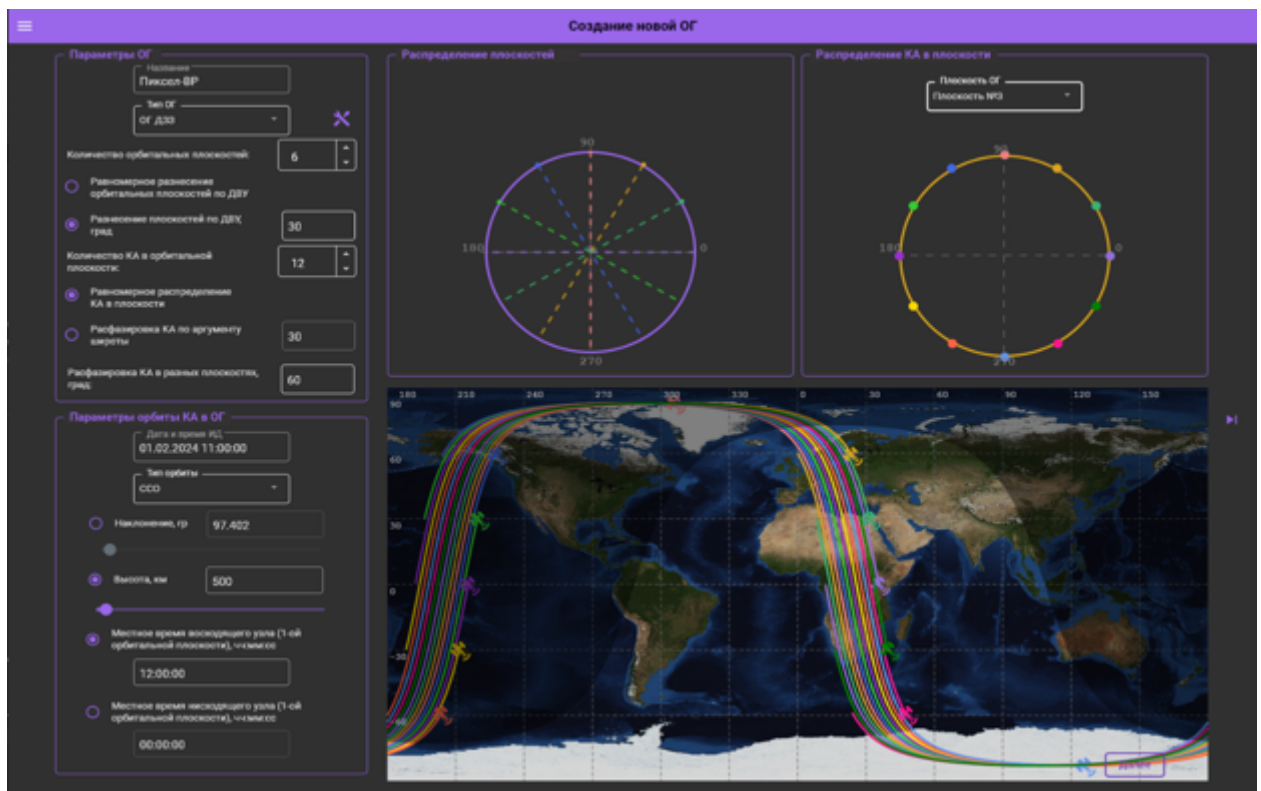


Рисунок 6.23 – Интерфейс создания новой космической системы

Затем с помощью методов и алгоритмов, приведенных в разделах 3.5 и 5.3.1, рассчитывались значения периодичности наблюдения в интервале 1 год, в случае появления пропусков наблюдения района №3 на время более, чем 1 сутки, расчеты заканчивались и генерировалась новая многоспутниковая космическая система методом Уолкера, после этого расчёты повторялись.

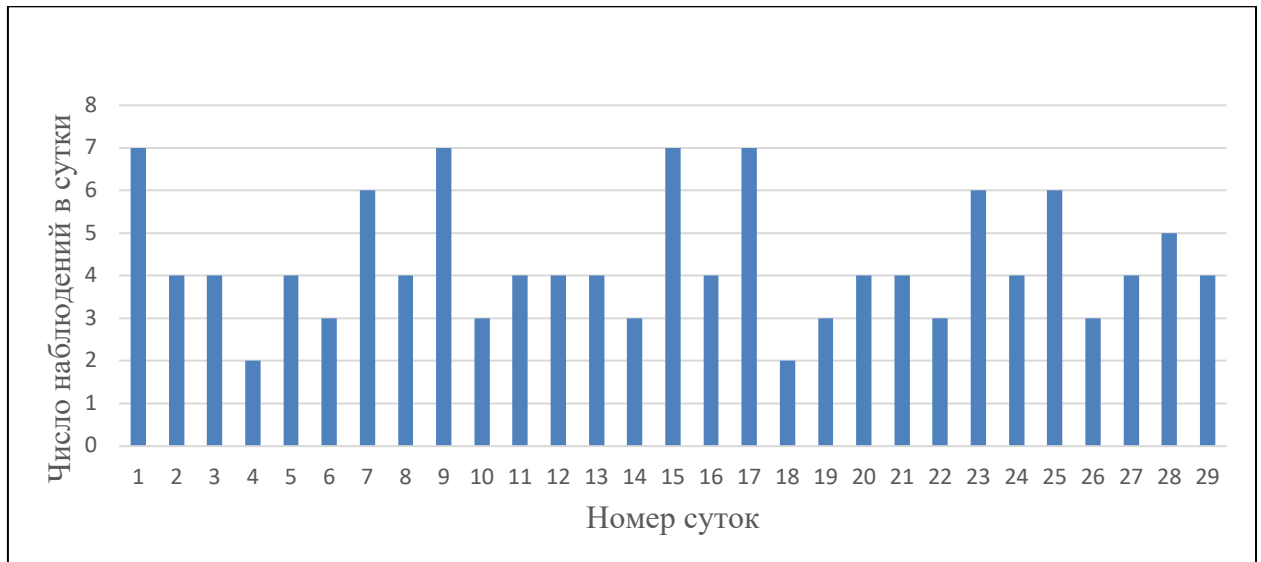


Рисунок 6.24 – Оценка периодичности наблюдения района №3

В результате проведенных расчетов (рисунок 6.24) число КА в многоспутниковой космической системе ДЗЗ, при которых не нужны коррекции поддержания периодичности наблюдения района № 3, получилось равным 244 КА.

Таким образом, эффект от использования предложенного подхода к гибкому поддержанию баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ при постепенном увеличении числа КА, входящих в космическую систему, будет только увеличиваться. А при достижении определённой пороговой численности КА в космической системе (которая определяется для каждого конкретного случая и каждой конкретной многоспутниковой системы ДЗЗ) у оператора-баллистика будет отсутствовать необходимость проведения маневров поддержания системного эффекта. Однако это не означает, что КА не будут совершать другие маневры, например, для уклонения от космического мусора или поддержания солнечно-синхронности орбиты. При этом с увеличением числа КА, входящих в космическую систему, будет пропорционально уменьшаться влияние действующих на них возмущений в процессе космического полета на выполнение целевых задач системой в целом.

6.3.3 Расчет времени решения задач БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ с учетом техногенного засорения ОКП

Как было сказано ранее, основной задачей диссертационного исследования являлась разработка метода БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ, функционирующих в условиях техногенного засорения ОКП, из единого центра управления полетами с учетом ограниченных ресурсов (как вычислительных, так и людских). Для этого были разработаны три взаимосвязанных составляющих системы БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ: единое баллистическое информационное пространство, автоматизированная система планирования и методика поддержания баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом. В предыдущих разделах (6.1, 6.2. и 6.3.1) показана принципиальная возможность и эффективность работы всех составляющих системы БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ по отдельности. Однако наибольший интерес вызывает возможность работы системы БНО управления полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ в целом с учетом имеющихся ограничений. Основным показателем, определяющим возможность использования предложенного подхода к оперативному БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ – это время, необходимое для проведения различных комбинаций суточных баллистических расчётов на имеющейся вычислительной инфраструктуре Базового ЦУП Госкорпорации «Роскосмос».

Для проведения данных исследований в качестве исходных данных была взята аналогичная многоспутниковая космическая система ДЗЗ, состоящая из КА, функционирующих на солнечно-синхронных орбитах, с различными значениями параметров орбит, а также имеющих различные характеристики целевой аппаратуры (табл. 4.2.1). В соответствии со схемой

проведения моделирования, представленной на рисунке 6.25, с помощью автоматизированной системы планирования методом Монте-Карло генерируются 1000 различных комбинаций задач, решаемых для БНО управления многоспутниковой КС ДЗЗ, на текущие сутки полета (в соответствии с таблицей 4.2.1). Далее, с помощью единого баллистического информационного пространства происходит решение сгенерированных баллистических задач, после чего результаты расчетов отправляются на автоматическую проверку в блок формирования и проверки результатов вычислений. По мере прогнозирования движения центра масс КА с помощью методики поддержания баллистической структуры многоспутниковых космических систем ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом, программная реализация которой представлена в блоке решения целевых задач космической системой, формируются заявки на проведение маневров поддержания системного эффекта, которые подаются в блок формирования планов маневров. В том же блоке в соответствии с методикой, представленной в разделе 6.3.1, случайным образом генерируются заявки на проведение маневров уклонения от космических объектов. Затем данные заявки поступают в блок формирования плана расчетов на сутки и отрабатываются по аналогии с другими баллистическими задачами. При наличии необходимости проведения маневров, блок формирования расчетов на сутки автоматически добавляет задачи уточнения параметров орбиты до проведения маневра и оценки выполненного маневра. После проверки корректности проведения всех расчетов, для каждого варианта на каждые сутки в блоке формирования выходной информации формируется оценка времени, затраченного на проведение баллистических расчетов.

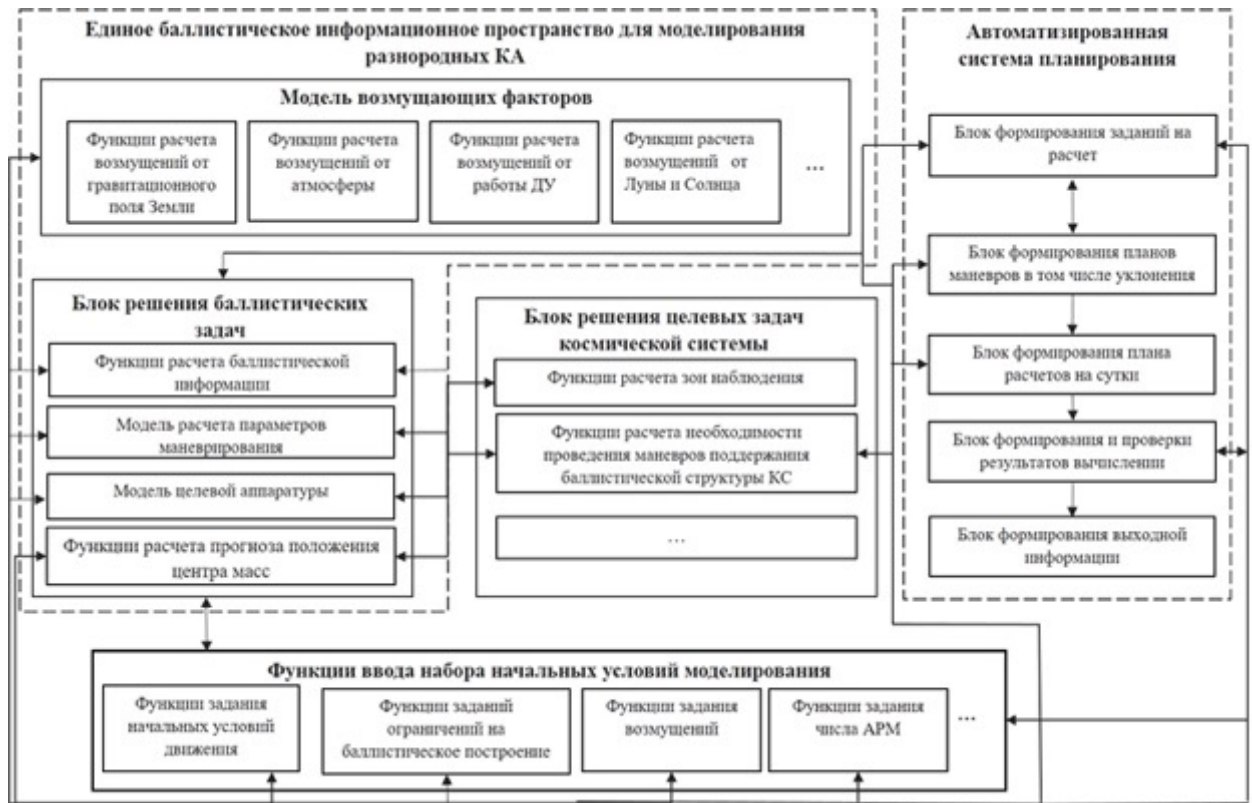


Рисунок 6.25 – Схема проведения моделирования

Перед проведением моделирования необходимо завести все исходные данные по КА из состава многоспутниковой космической системы (вектор-состояния, характеристики целевой аппаратуры, состав навигационных средств, а также математические модели возмущающих факторов для каждого КА). На рисунке 6.26 показан пример задания математических моделей движения центра масс для КА, функционирующих на различных орбитах.

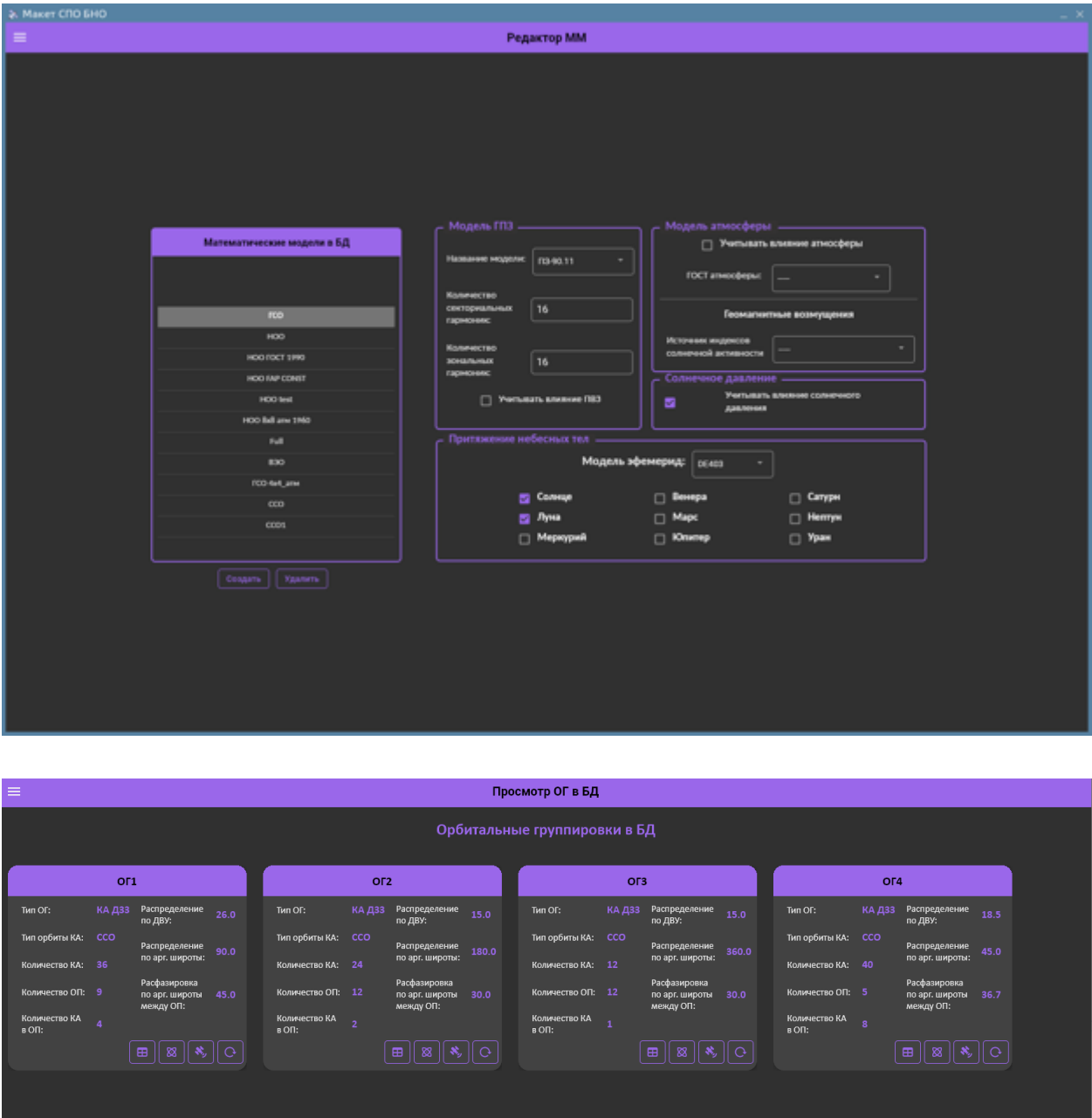


Рисунок 6.26 – Интерфейс просмотра моделируемых космических систем

После этого с помощью автоматизированной системы планирования формируются циклограммы работы службы БНО на каждые сутки из заданного интервала моделирования. Пример интерфейса работы с планами представлен на рисунке 6.27.

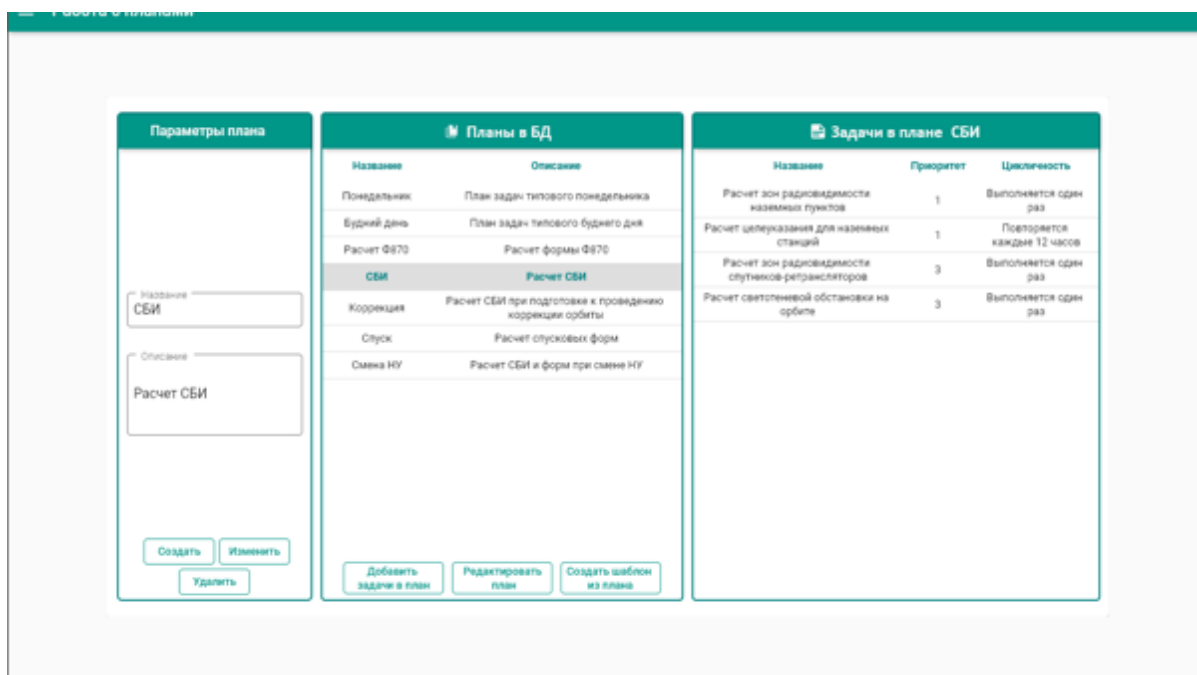


Рисунок 6.27 – Интерфейс задания циклограммы работы на сутки

На рисунках 6.28 и 6.29 представлен пример 3D визуализации моделируемой многоспутниковой космической системы ДЗЗ, который используется для визуального контроля правильности задания исходных данных на расчет, а также корректности решения баллистических задач.



Рисунок 6.28 – 3D визуализация моделируемой космической системы

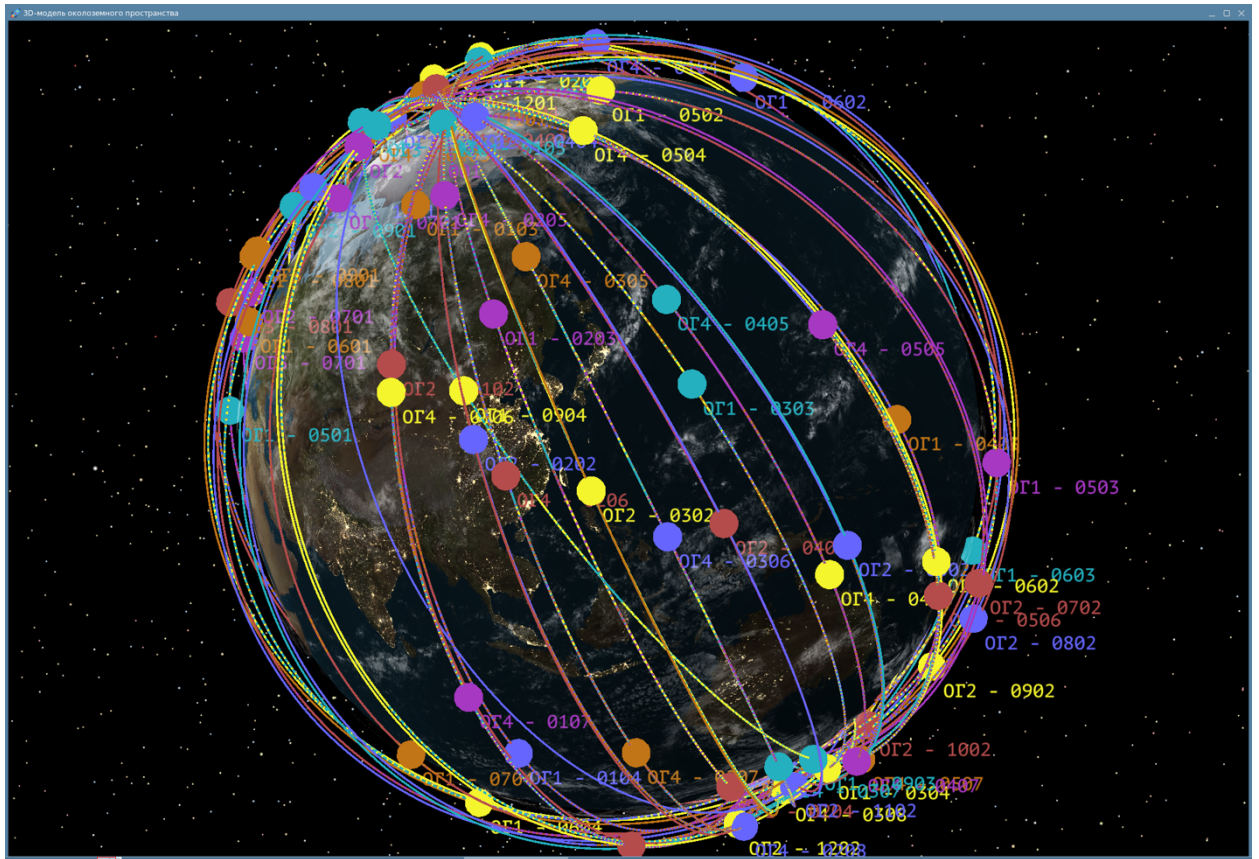


Рисунок 6.29 – 3D визуализация моделируемой космической системы

После задания всех исходных данных в соответствии со схемой проведения расчетов проходит моделирование решения задач БНО управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ на интервале в 1 год, при этом фиксируется время, необходимое для решения всех запланированных баллистических задач на сутки. Для учета времени, необходимого для парирования нештатных ситуаций, в соответствии с эксплуатационной документацией, регламентирующей максимальное время, необходимое для устранения расчетной НШС не более 5 минут, ко времени, затраченному на выполнение каждой задачи, случайным образом добавлялось время, необходимое на парирование НШС в интервале от 60 до 300 секунд, а также добавлялось время, затраченное на решение данной баллистической задачи, т.к. после устранения всех ошибок, необходимо запустить задачу заново.

Результаты вычисления времени, затраченного на организацию и выполнение задач БНО управления многоспутниковой космической системы ДЗЗ, состоящей из 112 КА, функционирующих на различных орбитах, представлен на рисунке 6.30.

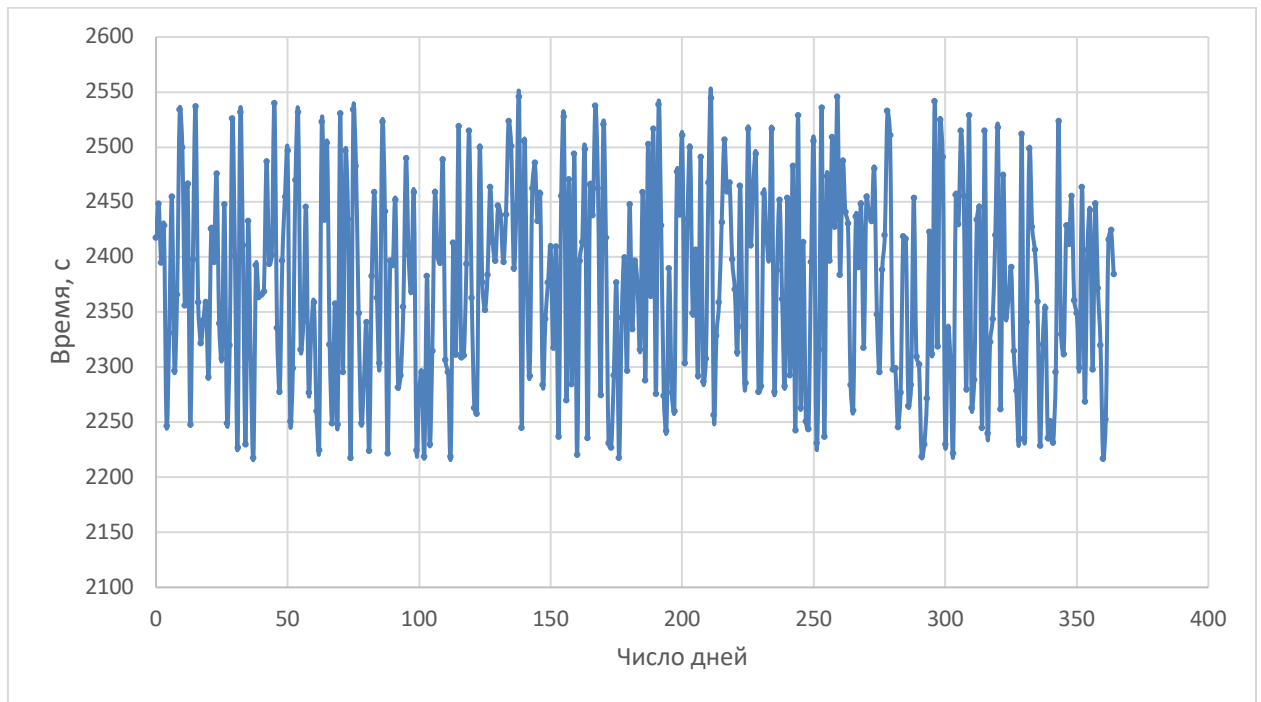


Рисунок 6.30 – Время, необходимое для решения задач БНО управления многоспутниковой КС ДЗЗ

На представленном рисунке показан результат оценки времени, необходимого для проведения расчетов одного из 1000 смоделированных вариантов распределения задач БНО управления полетами, на каждые сутки полета на интервале в 365 дней. Неравномерность распределения времени, необходимого для проведения вычислений, характеризуется необходимостью проведения периодических коррекций орбит КА для поддержания численных показателей решения целевых задач системой в целом, неравномерностью распределения возмущающих факторов, действующих на КА, функционирующих на различных орбитах, а также необходимостью периодических проведения маневров уклонений от космических объектов. Остальные смоделированные варианты распределения баллистических задач

в целом не отличаются от представленного на рисунке 6.30, отличия составляют только в распределениях пиковых характеристик времени, необходимого для проведения баллистических расчетов. В целом верхняя оценка необходимого времени для проведения баллистических расчетов (в самом худшем варианте распределения баллистических задач на сутки) составляет порядка 2600 секунд, или чуть менее 45 минут для рассматриваемой многоспутниковой космической системы, состоящей из 112 КА.

Для оценки эффективности предлагаемого подхода к БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, на рисунке 6.31 показано сравнение времени, необходимого для проведения баллистических расчетов, при использовании существующих подходов и предлагаемого метода.

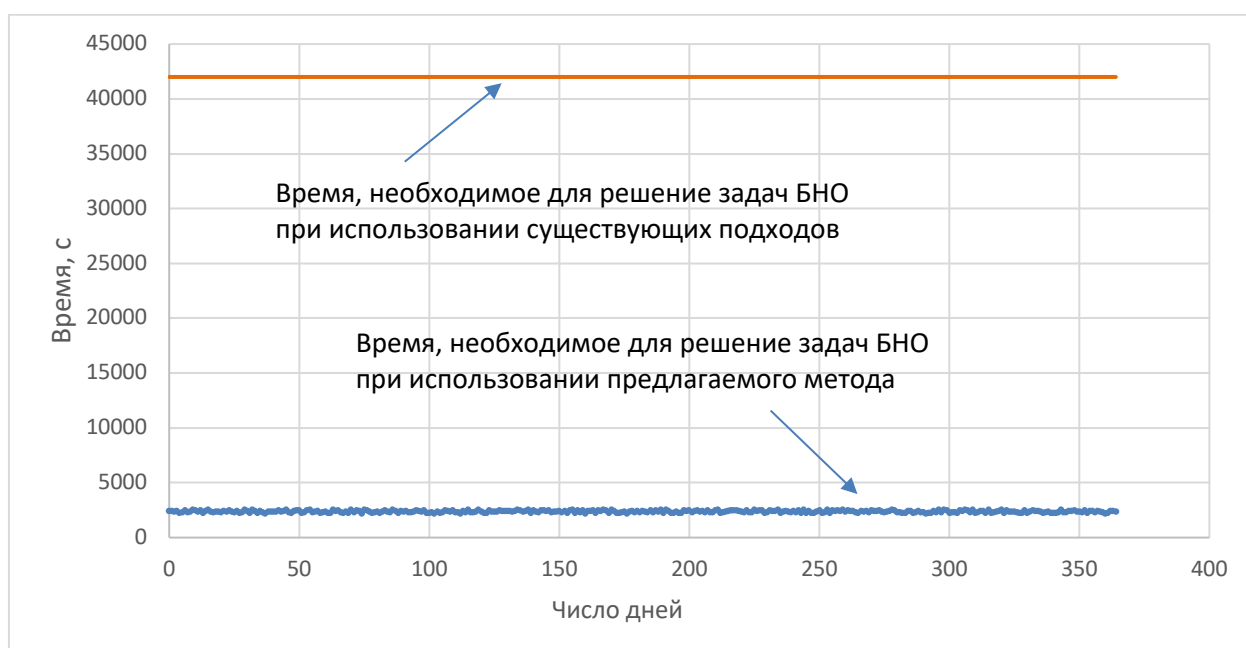


Рисунок 6.25 – Время, необходимое для решения задач БНО управления многоспутниковой КС ДЗЗ

Исходя из этого можно сделать вывод, что предлагаемый метод БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ показал свою высокую эффективность по сравнению с существующими методами, а также с учетом оценки максимального времени, необходимого для решения всех

задач БНО управления многоспутниковой космической системой ДЗЗ на сутки, с учетом всех имеющихся ограничений, в том числе по вычислительным ресурсам, может быть использован при оперативном управлении полетом многоспутниковых космических систем ДЗЗ.

6.4 Выводы по главе 6

Глава посвящена комплексному моделированию процессов БНО управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП с помощью разработанного метода, состоящего из следующих составных частей:

1. Единого баллистического информационного пространства.
2. Автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ.
3. Макета специального программного обеспечения, реализующего методику поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ, с учетом решения целевых задач системой в целом.

Основная задача комплексного моделирования – демонстрация практической реализуемости предлагаемого метода, а также оценка его эффективности по сравнению с существующими подходами по критериям минимизации числа маневров, необходимых для поддержания баллистической структуры КС ДЗЗ, а также времени решения задач БНО управления полетами многоспутниковой КС ДЗЗ из единого центра без увеличения привлекаемых к решению вышеперечисленных задач ресурсов.

Для обеспечения достоверности проводимого моделирования были проанализированы планы по развертыванию многоспутниковых КС ДЗЗ и КС связи (в случае реализации планов по обеспечению управления многоспутниковыми КС посредством организации межспутниковых линий связи). В результате, общая группировка, для которой производилось моделирование, составила 328 разнородных КА, функционирующих на различных орбитах. Моделирование процессов БНО управления полетами

многоспутниковой КС ДЗЗ в условиях техногенного засорения ОКП с учетом предлагаемого метода проводилось для КС ДЗЗ, состоящей из 112 КА.

Для проведения всестороннего анализа эффективности предлагаемого метода были разработаны различные сценарии моделирования, учитывающие необходимость гибкого поддержания баллистической структуры многоспутниковой КС ДЗЗ с учетом сохранения выбранных показателей решения целевых задач КС в целом, необходимость периодического проведения маневров уклонения от космических объектов, парирования возникающих НШС и т.д. В зависимости от текущей обстановки автоматизированной системой планирования генерировались последовательности решения задач БНО управления многоспутниковой КС ДЗЗ на каждые сутки интервала моделирования в 1 год. С помощью метода Монте-Карло было промоделировано 1000 случайных вариантов организации процессов БНО управления полетами КС ДЗЗ и для каждого варианта были зафиксированы максимальные значения времени, необходимого для решения всех задач БНО управления полетами для каждого КА, входящего в многоспутниковую КС ДЗЗ. Результаты моделирования показали, что в целом верхняя оценка необходимого времени для проведения баллистических расчётов (в самом худшем варианте распределения баллистических задач на сутки) составляет порядка 2600 секунд, или чуть менее 45 минут для рассматриваемой многоспутниковой космической системы, состоящей из 112 КА. Результаты аналогичного моделирования при использовании существующих подходов показали, что для проведения всех баллистических расчетов на сутки необходимо порядка 11.7 часов. Исходя из этого, можно сделать вывод о высокой эффективности предлагаемого метода и возможности его использования при оперативном управлении многоспутниковыми КС ДЗЗ.

Заключение

В настоящей диссертационной работе были рассмотрены вопросы разработки метода решения актуальной научной проблемы БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ, функционирующих в условиях техногенного засорения ОКП, из единого центра с учетом имеющихся ограничений на использование существующих ресурсов (вычислительных, измерительных, связных, инфраструктурных и др.), а также были представлены новые технические решения, внедрение которых имеет существенное значение для развития отечественных КС ДЗЗ.

Основные результаты работы заключаются в следующем.

1. В интересах решения поставленной научной проблемы впервые была проведена декомпозиция процессов БНО космических систем ДЗЗ, включающих разнородные КА, на следующие задачи:

- моделирование движения центра масс КА, входящих в КС, с учетом возможности их функционирования на различных типах орбит, наличия различных источников навигационной информации и, как следствие, точности определения параметров орбит;

- решение стандартных баллистических задач, необходимых для управления полетами каждого КА (расчет стандартной баллистической информации, включающей прогноз элементов орбиты, зон радиовидимости наземных станций и спутников-ретрансляторов, светотеневую обстановку, трассу полета и другую баллистическую информацию);

- расчет необходимости проведения манёвров для обеспечения решения целевых задач космической системой ДЗЗ в целом, а также маневров уклонения от космических объектов;

- расчет параметров маневров и уставочной информации для реализации коррекции орбиты, оценка параметров импульса коррекции орбиты;

– планирование проведения всех вышеуказанных операций с учетом технологий решения баллистических задач.

2. Разработана обладающая новизной комплексная математическая модель БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ, включающая в свой состав следующие взаимосвязанные математические модели: модели орбитального движения КА, модель определения параметров орбиты КА, модель планирования процессов БНО управления полетами многоспутниковых орбитальных группировок, модель расчета системного эффекта от выбранного баллистического построения многоспутниковой космической системы КА ДЗЗ, модели проведения орбитальных коррекций КА ДЗЗ.

3. Впервые проведен комплексный анализ возможности использования существующих подходов к организации БНО управления КС, состоящих из нескольких десятков КА, для управления многоспутниковыми КС ДЗЗ. Обоснованы объективные критерии оценки возможности использования существующих подходов к решению задач БНО управления полетами многоспутниковых КС ДЗЗ, а именно: время, необходимое для проведения всех баллистических расчетов на текущие сутки и число АРМ операторов-баллистиков, необходимых для оперативного решения задач БНО.

4. Разработана методика построения единого баллистического информационного пространства, позволяющего осуществлять моделирование орбитального движения КА, функционирующих на различных орбитах, имеющих различный состав источников навигационных измерений, различную точность определения орбит, время автономного существования, а также различные характеристики целевой аппаратуры, в единой среде моделирования.

5. Разработана методика построения системы планирования процессов БНО управления полетами, позволяющая в автоматизированном режиме создавать планы проведения баллистических расчетов на различные интервалы времени, обеспечивать связь созданных планов с конкретными

вычислительными задачами, а также отслеживать их выполнение, проводить предварительную оценку правильности решения баллистических задач.

6. Разработана методика поддержания баллистической структуры многоспутниковой КС ДЗЗ с учетом решения целевых задач системой в целом, позволяющая существенно сократить общее число маневров, проводимых КА, по сравнению с существующими подходами.

7. Предложен метод и обоснована принципиальная возможность создания автоматизированной системы БНО управления многоспутниковой КС ДЗЗ.

8. На основании результатов исследований и характеристик разработанных методик и алгоритмов, которые вошли в предлагаемый метод БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ, сделан вывод о реализуемости предложенных подходов при управлении многоспутниковыми КС ДЗЗ из единого центра с учетом всех рассмотренных ограничений.

9. В рамках практической реализации метода БНО управления многоспутниковыми КС ДЗЗ предложен технический облик нового информационно-вычислительного комплекса для решения полного цикла задач БНО управления полетами посредством программной реализации единого баллистического информационного пространства, автоматизированной системы планирования процессов БНО управления многоспутниковыми космическими системами ДЗЗ и методики поддержания баллистической структуры многоспутниковой космической системы ДЗЗ.

Все результаты были подтверждены в ходе экспериментальной отработки. В качестве исходных данных были использованы сведения о существующих и планируемых к развёртыванию космических системах, а также данные о предполагающихся технологических циклах управления и привлекаемых наземных измерительных пунктах для осуществления управления.

Список сокращений и условных обозначений

АСН	Аппаратура спутниковой навигации
АСПОС ОКП	Автоматизированная система предупреждений об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве
АУС	Автоматический управляемый спуск
АФУ	Антенно-фидерное устройство
БВС	Бортовой вектор состояния
БИАЦ	Баллистический и информационно-аналитический центр
БИНС	Бесплатформенная инерциальная навигационная система
БНО	Баллистико-навигационное обеспечение
БО	Бытовой отсей
БС	Баллистический спуск
БЦ	Баллистический центр
БЦВМ	Бортовая цифровая вычислительная машина
ВТИ	Внешне-траекторные измерения
ГНСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГОГУ	Главная оперативная группа управления
ЕКТС	Единая командно-телеметрическая система
ИАО	Информационно-аналитическое обеспечение
ИТНП	Измерения текущих навигационных параметров
КА	Космический аппарат
КК	Космический корабль
КО	Космический объект
ЛТХ	Лётно-технические характеристики
МИХ	Массово-инерционные характеристики
МКС	Международная космическая станция
МКСП	Многоцелевая космическая система ретрансляции
НАКУ	Наземный автоматизированный комплекс управления

НАП	Навигационная аппаратура потребителя
НАСУ	Наземная аппаратура системы управления
НИП	Наземный измерительный пункт
НКУ	Наземный комплекс управления
НС	Навигационный спутник
НСЭН	Научного и социально-экономического назначения
НУ	Начальные условия
ОИСЗ	Орбита искусственного спутника Земли
ПАО	Приборно-агрегатный отсек
ПМО	Программно-математическое обеспечение
ППТС	Перспективная пилотируемая транспортная система
ПСС	Поисково-спасательная служба
ПТК НП	Пилотируемый транспортный корабль нового поколения
РЛС	Радиолокационная станция
РС	Российский сегмент
СА	Спускаемый аппарат
СКУ	Спутниковый контур управления
СМП	Система мягкой посадки
СПО	Специализированное программное обеспечение
СУ	Система управления
ТМИ	Телеметрическая информация
ТПК	Транспортный пилотируемый корабль
ФКП	Федеральная космическая программа
ЦВМ	Цифровая вычислительная машина
ЦУ	Целеуказания
ЦУП	Центр управления полётом

Список литературы

1. Аксенов Е.П. Специальные функции в небесной механике. – М.: Наука – 1986 г. – 320 с.: ил.
2. Алешин В.И., Кутоманов А.Ю. Макаров Ю.Н. и др. Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором – М.: Изд-во РИНФО, 2015. — 243 с.
3. Бажинов И.К., Почукаев В.Н. Оптимальное планирование навигационных измерений в космическом полете. – М.: Машиностроение, 1976. – 288 с.
4. Бетанов В.В., Волков С.А., Потюпкин А.Ю., Селиванов А.С., Тимофеев Ю.А. Проблемные вопросы создания многоспутниковых орбитальных группировок на базе малоразмерных космических аппаратов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы том 6, выпуск 3, 2019, С. 57-65, <https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.57.65>
5. Бобронников В. Т., Козорез Д. А., Красильщиков М. Н., Лебедев А. А., Малышев В.В. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов. М.: Альянс, 2013. 403 с.
6. Волков С.А., Потюпкин А.Ю., Тимофеев Ю.А. Групповое управление многоспутниковой орбитальной группировкой на основе концепции режимов совместного функционирования // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы том 8, выпуск 3, 2019, С. 11-19, <https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2021.8.3.11.19>
7. Виноградов Д.Ю., Давыдов Е.А. Методика формирования устойчивых около-круговых солнечно-синхронных орбит при длительных сроках существования космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. Вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-6-1630>.

8. Галузин В.А., Кутоманов А.Ю., Матюшин М.М., Скобелев П.О., Обзор современных методов планирования работы перспективных космических систем // Научно-технический журнал «Мехатроника, автоматизация, управление». 2020. Т. 21. № 11. С. 639-650
9. Гордиенко В.А., Грудин Д.В., Кутоманов А.Ю., Матюшин М.М., Паненко В.С., Усиков С.Б. Особенности реализации баллистического построения и поддержания орбитальной структуры в космической системе "Канопус-В" // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение 2020. № 5 (116). С. 64-77.
10. Городецкий В.И. Самоорганизация группового поведения кластера малых спутников распределенной системы наблюдения // Известия Южного федерального университета. Технические науки, № 2 (187), 2017, с. 234-247
11. Дарнопых В.В., Малышев В.В., Усовик И.В. Многокритериальная оптимизация эффективности целевого функционирования орбитальных группировок систем дистанционного зондирования земли на основе оперативного планирования // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 5. с. 37-52
12. ГОСТ 4401-73 Атмосфера стандартная. – М.: Издательство стандартов, 1973. 115 с.
13. ГОСТ 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения (Space systems and stations. Terms and definitions: национальный стандарт Российской Федерации). Утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 29 июня 2010 г. № 127-ст, дата введения 2011-07- 01. Разработан Федеральным государственным унитарным предприятием «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш). – М.: Стандартинформ, Москва, 2011. 28 с

14. ГОСТ 22721-77 Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. – М.: Издательство стандартов, 1977. 26 с.
15. ГОСТ 25645.166-2004 Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2004. 24 с.
16. ГОСТ Р 70580-2022 Системы и комплексы космические. Центр управления полетами космических аппаратов. Общие требования. – М.: Москва Российский институт стандартизации 2023.
17. Дудко А.Н., Кучеров Б.А., Литвиненко А.О., Кутоманов А.Ю., Сиранчук Д.С. Основные мероприятия по совершенствованию центра ситуационного анализа, координации и планирования в условиях наращивания орбитальной группировки космических аппаратов // Научно-технический журнал Космическая техника и технологии, 2022. № 3 (38). С. 16–28.
18. Дудко А.Н., Кучеров Б.А., Литвиненко А.О. и др. Метод повышения оперативности планирования задействования средств управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения // Космонавтика и ракетостроение, 2016, № 1 (86). С. 103–109.
19. Дудко А.Н., Кучеров Б.А., Литвиненко А.О. и др. Метод планирования бесконфликтного задействования наземных технических средств при обеспечении управления группировкой космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение, 2014, № 1 (74). С. 155–163.
20. Ермолаев С.В., Кустодов А.Ю., Смирнова Е.Д., Кутоманов А.Ю. Перспективные программные средства моделирования и визуализации орбитального движения для оперативного баллистико-навигационного обеспечения управления полетом космических аппаратов и космических систем // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение, 2022. № 3 (126). С. 5–16.

21. Ермолаев С.В., Кустодов А.Ю., Смирнова Е.Д., Кутоманов А.Ю., Никитина Е.Б. Автоматизированная система операционно-временного планирования и контроля решения задач баллистико-навигационного обеспечения для управления полётами многоспутниковых группировок // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение 2023. № 2 (131). С. 30-40.
22. Занин К.А. Выбор орбитального построения космической системы дистанционного зондирования Земли по критериям качества информации / Космонавтика и ракетостроение. – №3(56), 2009. – с.152–161
23. Занин К.А. Оптимальное управление поддержанием относительного положения космических аппаратов в кинематически–правильных орбитальных группировках // Сборник научных трудов ФГУП «НПО им. с.А.Лавочкина» «Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов».– М.: Изд–во « Блок–Информ–Экспресс». – 2005, выпуск № 6. – с.289–296.
24. Занин К.А., Малышев В.В. Алгоритм группового управления космическими аппаратами в кинематически–правильных орбитальных структурах // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 2 (55). с.138–146.
25. Зотов И.А., Костенко В.А. Алгоритм распределения ресурсов в центрах обработки данных с единым планировщиком для различных типов ресурсов // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2015. № 1. С. 61.
26. Зырянов Ю.Т., Белоусов О.А., Федюнин П.А. Основы радиотехнических систем – СПб.: Лань, 2015. – 192 с.
27. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических аппаратов в атмосферах планет. –М.: Наука, 1985.
28. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. Изд. 2-е, перераб. и доп. –М. Дрофа, 2004.
29. Кенько З.В., Мечинский В.И., Лешкевич С.В., Саечников В.А., Спиридонов А.А. Программно-аппаратная реализация измерительной

системы определения параметров орбиты микроспутников // Международный конгресс по информатике: информационные системы и технологии: материалы международного научного конгресса 31 окт. – 3 нояб. 2011 г. – Минск: БГУ, 2011. Часть. 1. С. 266-272.

30. Кисляков М.Ю., Логачев Н.С., Петушков А.М. Системно-технические аспекты развития НАКУ КА НСЭН и измерений до 2025 года // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, Т. 3, № 1, с. 62–71.

31. Кичигина О.К. Оптимизация условий формирования двигателями малой тяги кратной солнечно-синхронной орбиты с устойчивым профилем высоты при ограничениях на управление // Космическая техника и технологии. №2(13), 2016 г. с.80–89.

32. Ковалева М.В. «Метод интегрирования уравнений движения космических аппаратов на орбитах разного класса с автоматическим изменением шага для достижения требуемой точности» // Космонавтика и ракетостроение. № 3(88), 2016г. с. 68-76.

33. Кравец В.Г. Автоматизированные системы управления космическими полетами. – М.: Машиностроение, 1995

34. Кукушкин С.С., Потюпкин А.Ю., Николаев Б.П. Методологические основы создания малогабаритных космических аппаратов и управления многоспутниковыми группировками // Двойные технологии, 2008, №2 (43), с. 45 – 50

35. Кустодов А.Ю., Павлов В.П. Определение траекторий космических объектов по оптическим измерениям в зонах двойного обзора с наземных пунктов // Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып.6 (66). ё

36. Кутоманов А.Ю. Оптимизация алгоритмов организации баллистико-навигационного обеспечения в условиях управления большим количеством аппаратов // Вестник Московского государственного университета леса - Лесной вестник. 2015. Т. 19. № 3. С. 118-124.

37. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Результаты анализа реальной работоспособности АСН по информации от различных КА применительно к разработке системы высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого космического корабля // «Космонавтика и ракетостроение», №4, 2015 с.142-147

38. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И., Метод и алгоритм оптимизации участка торможения при сходе с орбиты автоматических КА с низкой тяговооруженностью. // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение, 2016. № 1(86). С 27-34.

39. Кустодов А.Ю., Ковалева М.В., Кутоманов А.Ю., Ермолаев С.В., Паненко В.С. Единый перспективный программно-математический комплекс баллистико-навигационного обеспечения КА различного назначения // Сборник статей VI научно-технической конференции молодых учёных и специалистов Центра управления полётами. ЦНИИмаш, 2017 г.

40. Лебедев А.А., Малышев В.В., Карп К.А. Системный анализ и управление в аэрокосмической технике. – М.: МАИ, 1995. – 52 с.

41. Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1974.

42. Лысенко А.А., Улыбышев Ю.П. Методика орбитального построения спутниковой системы для решения задачи оперативного глобального мониторинга // Инженерный журнал: наука и инновации выпуск 2017. №11 (71). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-11-1699

43. Лысенко Л.Н., В.В. Бетанов, Ф.В. Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов – М.: МГТУ им. Баумана, 2014

44. Лысенко Л.Н., Панкратов И.А. Основы спутниковой навигации. –М. : Воениздат 1988. - 176 с.

45. Макаров И.М., Рахманкулов В.З., Ахрем А.А. Виртуальное моделирование и интеллектуальное управление сложными компьютерно-

интегрированными системами. *Информационные технологии и вычислительные системы* выпуск 2, 2007, С.11-23
<http://www.isa.ru/jitcs/images/stories/2007/02/makarov.pdf>

46. Максимов А.М., Райкунов Г.Г., Шучев В.Г. Научно-технические проблемы развития наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения // Космонавтика и ракетостроение, 2011, № 4 (65), с. 5–12.

47. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ–ПРИНТ, 2010.

48. Малышев В.В., Дарнопых В.В. Оперативное планирование целевого функционирования космических систем наблюдения и связи. – М.: Изд-во МАИ, 2017. - 294с. ISBN 978-5-4316-0444-7

49. Марков Ю.Г., Михайлов М.В., Почукаев В.Н. Высокоточный прогноз орбит космического аппарата как результат рационального выбора возмущающих факторов // Доклады Академии наук. 2014. Т. 457. № 2. с. 170.

50. Матюшин М.М., Новиков П.В., Почукаев В.Н. Автоматический космический аппарат с интеллектуальной системой управления полетом // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 8. С. 63–70.

51. Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю. Кустодов А.Ю. Проблема организации баллистико-навигационного обеспечения управления полетами многоспутниковых космических систем ДЗЗ // Космонавтика и ракетостроение, 2023. №3 (132), С. 8-19.

52. Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю. Кустодов А.Ю. Основные подходы к созданию единого баллистического информационного пространства моделирования движения разнородных космических аппаратов и космических систем // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение, 2022. №5(128) С. 5-17.

53. Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю., Кустодов А.Ю., Паненко В.С. Исследование возможности оперативного использования оптических средств в качестве дополнительных источников навигационной информации для

обеспечения управления полетами постоянно расширяющейся орбитальной группировкой // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение, 2020. № 1 (112). С. 14-26

54. Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю., Павлова Е.А. Анализ Российских и зарубежных подходов к организации управления космическим движением // Научно-технический журнал Космонавтика и ракетостроение 2022. № 1 (124). С. 5-17.

55. Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю. Предпосылки создания и основные принципы функционирования системы управления космическим движением // XXV международная научная конференция "Системный анализ, управление и навигация", С40, МАИ-ПРИНТ Москва, том 1, с. 21-22.

56. Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю., Котеля В.В., Иванов А.А. Анализ путей повышения эффективности управления космическими аппаратами различного целевого назначения за счет унификации и интеграции средств управления полетом // Инженерный журнал «Наука и инновации» 2021. № 11 (119).

57. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Семенов А.С., Краснопольский И.А. Метод повышения точности и «времени жизни» эфемерид ГЛОНАСС и GPS // Сб. трудов XIX-й С.-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам ЦНИИ «Электроприбор», 2012.

58. Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. 2017. №3.

59. Можаяев Г.В. Проблемы оптимизации движения спутниковых систем: состояние исследований и перспективы. Труды МАИ, 2009, вып. 34. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/a1c/problem-y-optimizatsii-dvizheniya-sputnikovyykh-sistem-sostoyanie-issledovaniyi-perspektivy.pdf>

60. Назаренко А.И. Погрешности прогнозирования движения спутников в гравитационном поле Земли. М.: изд-во ИКИ РАН, 2010г. ISSN 2075-6836

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

62. Недайвода А.К., Рождественский А.В. Оценка эффективности и качества ракетно-космической техники. Труды МАИ, 2012, выпуск № 56, http://trudymai.ru/upload/iblock/2a5/otsenka-effektivnosti-i-kachestva-raketno_kosmicheskoy-tekhniki.pdf?lang=ru&issue=56

63. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990.

64. Павлова Е.А., Захваткин М.В., Стрельцов А.И. и др. Формирование единого классификатора опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве // Космич. исслед. Т. 59. № 2. 2020. С. 126-134. (Cosmic Research. P. 104).

65. Паненко В.С. Усиков С.Б. Оценка точности определения и прогнозирования параметров орбиты космического аппарата типа «Электро-Л» по измерительной информации, предоставляемой различными источниками // Космонавтика и ракетостроение. 2017. Выпуск №2 (95). С.126–134.

66. Петухов Г.Б., Якунин В.И. Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем – М.: АСТ, Москва, 2006, 504 с.

67. Потюпкин А.Ю., Пантелеймонов И.Н., Тимофеев Ю.А., Волков С.А. Управление многоспутниковыми орбитальными группировками // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы том 7, выпуск 3, 2020, С. 61-70, <https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2020.7.3.61.70>

68. Потюпкин А.Ю., Данилин Н.С., Селиванов А.С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов

// Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, Т. 4, № 4, с. 45–56.

69. Привалов А.Е., Федяев В.В., Бугайченко П.Ю. Применение многоагентных технологий для построения имитационных моделей многоспутниковых орбитальных группировок ДЗЗ. Сборник трудов первой всероссийской конференции по имитационному моделированию и его применению в военной сфере. 2020. С. 219-228.

70. Почукаев В.Н. Основные концептуальные положения баллистико-навигационного обеспечения полетов автоматических космических аппаратов – М.: Машиностроение – Полет, 2018. – 156 с.

71. Разумный Ю.Н., Самусенко О.Е., Нгуен Н. О задаче оптимизации орбитальной структуры многоярусных спутниковых систем непрерывного обзора околоземного пространства // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 4 (697). с. 68-79.

72. Райкунов Г.Г., Колесников Н.П., Бетанов В.В. К вопросу решения обобщенных некорректных задач определения движения сложных динамических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2014. Т. 1. № 2. с. 3-14

73. Решетнев М.Ф., Лебедев А.А., Бартенев В.А. и др. Управление и навигация искусственных спутников земли на околокруговых орбитах. М.: Машиностроение. 1988. 336 с.

74. Романов А. А., Тюлин А. Е. Шестой технологический уклад в космическом приборостроении // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 4. С. 64–82.

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

76. Самотохин А.С., Хуторовский З.Н. Метод первоначального определения параметров околоземных орбит по трем угловым измерениям // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2014. №44. С. 1-31.

77. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: Лаборатория знаний, 2015. 3-е издание. 410 с.
78. Скребушевский Б.С. Формирование орбит космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1990. - 256 с.
79. Скребушевский Б.С. Управление полетом беспилотных космических аппаратов. – М.: «Владмо», 2003.
80. Сморшко И.А., Хартов В.В., Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю. Околоземная интеллектуальная среда // Материалы 53-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. 2018. С. 24-25.
81. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами. Учебное пособие в 2-х частях. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
82. Соловьев В.А., Любинский В.Е., Жук Е.И. Текущее состояние и перспективы развития системы управления полетами космических аппаратов // Пилотируемые полеты в космос, №1(3), 2012 с. 5 - 16.
83. Соловьёв В.А. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
84. Старков А.В. Синтез алгоритмов управления космическими аппаратами с учетом требований безопасности проведения динамических операций// автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.07.09 / Московский авиационный институт (национальный исследовательский технический университет). Москва, 2012.
85. Сухой Ю.Г. Коррекции орбит геостационарных спутников: В 3-х частях. Часть 1. Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников: Пособие для специалистов. – М: Издательство «Спутник+», 2011.
86. Твердохлебова Е.М., Сморшко И.А., Сорокин А.Л. Оценка возможностей орбитальной группировки КА ДЗЗ в период с 2017 по 2025 год // XXII международная научная конференция «Системный анализ, управление

и навигация»: Тезисы докладов. Сборник. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2017, с. 78-79.

87. Тучин Д.А. Автономное определение орбиты на борту космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2019. № 7. 36 с. [doi:10.20948/prepr-2019-7](https://doi.org/10.20948/prepr-2019-7)

88. Уткин В.Ф., Крючков Ю.В. *Надежность и эффективность в технике*. Справочник: В 10 т., т. 3 Эффективность технических систем –М.: Машиностроение, 1988 – 328с.

89. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта. М.: Наука, 1979. 496 с.

90. Ходненко В.П., Хромов А.В. Выбор проектных параметров системы коррекции орбиты космического аппарата дистанционного зондирования земли // Вопросы электромеханики. 2011. Т. 121. С. 15—22.

91. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. – М.: Радио и связь, 2004. – 200 с.

92. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников земли –М.: Наука, 1965.

93. Яковлев М.В. От «правил движения на космических дорогах» к управлению космическим движением // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 2. С. 60-71.

94. Barbulescu L., Watson J.-P., Whitley D., etc. Scheduling space-ground communications for the Air Force Satellite Control Network. Journal of Scheduling, 2004, Vol. 7, № 1, pp. 7-34.

95. Bagchi T.P. Near optimal ground support in multi-spacecraft missions: A GA model and its results. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, Vol. 45, № 3, pp. 950-964.

96. Boley, A.C., Byers, M. Satellite mega-constellations create risks in Low Earth Orbit, the atmosphere and on Earth. Sci Rep 11, 10642 (2021), <https://doi.org/10.1038/s41598-021-89909-7>

97. Carles Araguz, Elisenda Bou-Balust, Eduard Alarcón. Applying Autonomy to Distributed Satellite Systems: trends, challenges and future prospects // Systems Engineering issue 21(5), 2018, <https://doi.org/10.1002/sys.21428>
98. Dai, G.; Chen, X.; Wang, M.; Fernández, E.; Nguyen, T.N.; Reinelt, G. Analysis of satellite constellations for the continuous coverage of ground regions. J. Spacecr. Rocket. 2017, 54, 1294–1303.
99. Del Portillo, I.; Cameron, B.G.; Crawley, E.F. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband. Acta Astronautica. 2019, 159, 123–135.
100. Gong, Y.; Zhang, S.; Peng, X. Quick coverage analysis of mega Walker Constellation based on 2D map. Acta Astronaut. 2021, 188, 99–109.
101. Hackett, T.M.; Bilén, S.G.; Bell, D.J.; Lo, M.W. Geometric approach for analytical approximations of satellite coverage statistics. J. Spacecr. Rocket. 2019, 56, 1286–1299
102. Harris W., Blake R., Woods D., etc. Mission planning for constellations. Available at: <http://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2002-T3-04> (accessed 06.09.2021).
103. Malyshev V.V., Starkov A.V., Fedorov A.V., Orbital Corrections of Space Vehicles while Performing Dynamic Operations // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2013, Vol. 52, No. 2, pp. 3 13–325.
104. Marlon Sorge, Greg Henning, Glenn Peterson, Alan Jenkin, John Mcvey, Deanna Mains Interactions between Debris Mitigation and Space Traffic Safety in the Presence of Large Constellations // 8th European Conference on Space Debris, Darmstadt (2021).
105. Mark A. Sturza, Gemma Saura Carretero. Mega-Constellations – A Holistic Approach to Debris Aspects // 8th European Conference on Space Debris, Darmstadt (2021).
106. Matushin M.M., Kutomanov A.Yu. Use of network approaches to solve tasks of ballistic and navigation support for large-scale space systems mission control // AIP Conference Proceedings. 44. Cep. "XLIV Academic Space

Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists - Pioneers of Space Exploration" 2021. C. 110007.

107. Muelhaupt T. Space traffic management in the new space era // The Journal of Space Safety Engineering. 2019. V. 6. P. 80-87.

108. Oltrogge D. The Space Safety Coalition in the context of international space cooperation // 59th STSC COPUOS, 2020. URL: <https://www.unoosa.org/documents/pdf/copuos/stsc/2020/tech-20E.pdf>

109. Steve Chien, Joshua Doubleday, Kevin Ortega, Daniel Tran, John Bellardo, Austin Williams, Jordi Piug-Suari, Gary Crum, and Thomas Flatley. Onboard Autonomy and ground operations automation for the Intelligent Payload Experiment (IPEX) CubeSat mission // Proceedings of the International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics, and Automation 900 for Space. 2012

110. Razoumny Y.N. New research methodology for Earth periodic coverage and regularities in parametric localization of optimal low-Earth-orbit satellite constellations // Astrodynamics 2013.

111. Razoumny Y.N. Analytic solutions for Earth discontinuous coverage and methods for analysis and synthesis of satellite orbits and constellations // Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, August 4–7, 2014, San-Diego, California, USA. American Astronomical Society, 2014. AIAA 2014–4160.

112. Rob Zimmerman, Deanna Doan, Lawrence Leung, James Mason, Nate Parsons, Kam Shahid. Commissioning the World's Largest Satellite Constellation // 31st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2017, <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/138/>

113. Song Y.-J., Zhang Z.-S., Song B.-Y., etc. Improved genetic algorithm with local search for satellite range scheduling system and its application in environmental monitoring. Sustainable Computing: Informatics and Systems, 2019, Vol. 21, pp. 19-27.

114. Stokes H., Akahoshi Y., Bonnal C., Destefanis R., Gu Y., Kato A., Kutomanov A., LaCroix A., Lemmens S., Lohvynenko A., Oltrogge D., Omaly P.,

Opiela J., Quan H., Sato K., Sorge M., Tang M. Evolution OF ISO'S space debris mitigation standarts // Journal of Space Safety Engineering. 2020. T. 7. № 3. C. 325-331.

115. <https://www.eoportal.org/satellite-missions/planet>

116. <https://www.space.com/spacex-starlink-collision-avoidance-maneuver-growth-stalls>

117. <https://www.space-track.org/auth/login>

118. <https://www.iso.org/ru/home.html>