МИНСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи

Зай Яр Вин

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ДОПОЛНЕНИЯ ГЛОНАСС ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ РЕГИОНАЛЬНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

Специальность: 05.13.01

Системный анализ, управление и обработка информации

(авиационная и ракетно-космическая техника)

Диссертация

на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель: доктор технических наук,
А.В. Старков

Москва, 2021

Оглавление

Введение 5

Глава 1. Формализация задачи совершенствования структуры орбитальной группировки ГЛОНАСС с учетом требований региональных потребителей 14

1.1 Существующее состояние зарубежных ГНСС 16

1.2 Существующее состояние и конкурентоспособность ГЛОНАСС для региональных потребителей 20

1.3 Анализ вариантов структуры орбитальной группировки системы ГЛОНАСС для обеспечения её конкурентоспособности 27

1.4 Анализ и формирование показателей качества предоставления навигационных услуг 32

1.5 Постановка и методика решения задачи разработки облика орбитальной группировки дополнения ГНСС 44

1.6 Выводы по главе 1 51

Глава 2. Математические модели орбитальной группировки 53

2.1 Модель движения в задаче определения и прогнозирования состояния КА 53

2.1.1 Уравнения движения КА 53

2.1.2 Невозмущенное движение 55

2.1.3 Модель гравитационного поля Земли 55

2.1.4 Гравитационные возмущения от Луны и Солнца 58

2.1.5 Модель влияния солнечного света 59

2.1.6 Расчет координат Луны и Солнца 60

2.1.7 Модель управляющего воздействия 62

2.2 Модели проведения орбитальных коррекций 64

2.2.1 Обеспечение стабильности трассы путем проведения орбитальных коррекций 68

2.2.2 Управление долготой восходящего узла 75

2.3 Общий подход к формированию моделей расчета параметров доступности 81

2.3.1 Плановое техническое обслуживание НКА 81

2.3.2 Мгновенные навигационные определения 83

2.3.3 Сеансы связи с НКУ 85
2.3.4 Методика расчета доступности 86
2.4 Выводы по главе 2 91

Глава 3. Методика построения программно-математического обеспечения для анализа вариантов построения орбитальных группировок 92
3.1 Структура программно-математического обеспечения 94
3.2 Принципы организации работы программно-математического обеспечения 95
3.3 Описание модулей 96
3.4 Выводы по главе 3 109

Глава 4. Формирование облика орбитальной группировки высокоорбитального космического комплекса дополнения ГНСС 110
4.1 Сравнение структур орбитальных группировок ВКК 113
4.1.1 Сравнение структур ОГ НКА типа QZSS 118
4.1.2 Сравнение структур ОГ НКА типа М15 122
4.1.3 Сравнение структур ОГ НКА типа ГСНО 126
4.1.3 Предложения по выбору вариантов облика ОГ НКА улучшающих характеристики ГЛОНАСС 130
4.2 Исследование пассивного метода по минимизации деградации орбитальной группировки 133
4.2.1. Пример анализа варианта построения ОГ с учетом упреждающего подбора аргумента широты перигея 133
4.2.2. Сравнение вариантов построения ОГ без и с учетом упреждающего подбора аргумента широты перигея 138
4.2.3 Предложения по использованию пассивного метода 144
4.3 Исследование методов и технологий активной компенсации деградации номинальных орбитальных параметров 144
4.3.1 Расчет стратегии коррекции ОГ QZSS 148
4.3.2 Расчет стратегии коррекции ОГ М15 153
4.3.3 Расчет стратегии коррекции ОГ ГСНО 155
4.3.5 Обобщенные оценки стратегии коррекций 157

4.3.6 Исследование алгоритмов управления долготой восходящего узла 158
4.3.7 Предложения по использованию активного метода 166
4.4 Выводы по главе 4 167

Заключение 169
Список сокращений и условных обозначений 172
Список литературы 173

Введение

Актуальность темы исследования

Высокая точность и стабильность потребительских характеристик российской глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС) позволяет рассматривать ее в качестве основы координатно-временного и навигационного обеспечения для других стран. При этом, одним из ключевых факторов, влияющих на выбор ими предпочтительной навигационной системы, является обеспечение требуемых уровней точности, доступности и непрерывности радионавигационного поля в условиях сложного рельефа местности, городской застройки и в районах с высоким вегетационным индексом. В этом смысле, наиболее перспективными рынками являются страны БИМТЭК (BIMSTEC, Bengal Initiative for Multi-Sectoral Technical and Economic Cooperation, Инициатива Бенгальского залива по Многоотраслевой Технико-Экономической Кооперации, сокращенно - Инициатива Бенгальского залива, Бангладеш, Индия, Мьянма, Шри-Ланка и Таиланд), которые за последние 10 лет показывают почти двукратное увеличение использования навигационных услуг.

Для обеспечения способности выдерживать конкуренцию с другими глобальными навигационными спутниковыми системами (конкурентоспособности) среди стран этого региона ГЛОНАСС должна иметь характеристики в сложных ландшафтных условиях, при которых навигационные космические аппараты видны под углами 25° и более над линией горизонта, на одном уровне, и даже лучше, чем ее зарубежные аналоги. Это может быть достигнуто, с одной стороны, за счет совершенствования наземного и космического сегмента самой ГЛОНАСС, а с другой – за счет дополнения ее навигационными космическими аппаратами в орбитальном построении, отличающимся от классического построения ГЛОНАСС и позволяющем повысить ее характеристики для выбранных региональных потребителей. При этом, основу системы по-прежнему должна составлять существующая группировка ГЛОНАСС

и ее российский наземный контур управления (НКУ). Данное обстоятельство требует выработки новых системных и прикладных решений.

Таким образом, вопрос поиска новых научно обоснованных технических решений важной научной задачи формирования облика орбитальной группировки (ОГ) дополнения ГЛОНАСС для повышения её конкурентоспособности для региональных потребителей является актуальной и практически важной задачей.

Степень разработанности темы исследования

Анализ публикаций на данную тему и результаты работ, выполненных авторами: В.А. Бартеневым, В.В. Бетановым, А.И. Болкуновым, Ю.Л. Булыниным, Е.И. Игнатовичем, С.А. Каплевым, С.Н. Карутиным, В.Е. Косенко, М.Н. Красильщиковым, В.В. Куршиным, В.В. Малышевым, И.В. Можаровым, С.А. Пановым, В.Н. Почукаевым, С.Г. Ревнивых, М.Ф. Решетневым, А.В. Старковым, А.В. Федоровым, В.Е. Чеботаревым, В.И. Яремчуком и др., позволил остановиться на выборе высокоорбитального космического комплекса (ВКК) в качестве приоритетной архитектуры орбитальной группировки, выявить основные особенности построения и функционирования ВКК дополнения ГЛОНАСС, а также пути исследований, направленных на определение общих принципов и методов решения поставленной задачи. В работах этих и других авторов излагались теоретические основы и подходы к построению орбитальных дополнений ГЛОНАСС [16, 21, 23, 27, 35, 47, 48, 49] исследовались модели движения и принципы управления КА [30, 36, 38, 39, 43, 44, 50, 51, 52, 53], предлагались методики оценки эффективности ГЛОНАСС [15, 19, 28, 40, 41, 42].

Вместе с тем, в настоящее время при формировании облика ВКК появилась объективная возможность учесть требования потребителей, находящихся как на территории Российской Федерации, так и стран БИМТЭК на базе перспективных навигационных космических аппаратов и существующего наземного контура управления. В рамках этой системы остается еще ряд нерешенных задач, в частности, связанных с созданием методики и реализующих её унифицированных программно-математических средств.

Объект исследования

В представленной диссертационной работе объектом исследования является глобальная навигационная спутниковая система. Поскольку ее базовым элементом является орбитальная группировка (ОГ) навигационных космических аппаратов (НКА), особое внимание в работе уделяется выбору параметров ее построения и стратегии управления.

Предмет исследования

Методика формирования облика орбитальной группировки высокоорбитального космического комплекса дополнения ГЛОНАСС, а также необходимые алгоритмические средства, являются предметом исследования данной диссертационной работы.

Цель диссертационной работы

Данная работа направлена на формирование теоретического и прикладного задела, необходимого при решении задачи выбора структуры орбитальной группировки перспективной системы ГЛОНАСС.

Для достижения поставленной цели решаются следующие **научно-технические задачи**:

1. Проводится системный анализ и формализация задачи совершенствования структуры орбитальной группировки ГЛОНАСС с учетом требований региональных потребителей.

2. Исследуются требования к качеству предоставления навигационных услуг, проводится их анализ и формируются показатели эффективности.

3. Формулируется постановка и методика решения задачи разработки облика орбитальной группировки дополнения ГНСС.

4. Разрабатывается система взаимосвязанных математических моделей:

− модель эволюции орбиты НКА ВКК;

− модель расчета стратегии коррекций для поддержания номинальных параметров орбиты;

− модель прогноза возможных интервалов обмена данными между НКА и наземным комплексом управления;

5. Определяются принципы построения и технический облик необходимого программно-математического обеспечения (ПМО).

6. С помощью созданного ПМО проводится математическое моделирование и формируются предложения по вариантам облика ОГ ВКК улучшающих характеристики ГЛОНАСС.

Научная новизна

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

1. Впервые предложено рассматривать задачу формирования облика высокоорбитального космического комплекса дополнения орбитальной группировки с точки зрения повышения конкурентоспособности ГЛОНАСС для потребителей, находящихся на территории БИМТЭК БИМТЭК и Российской Федерации.

2. Обоснован переход от вектора разнородных показателей эффективности к показателям доступности, включающим в себя интегральную и гарантированную доступности, а также улучшение геометрического фактора.

3. Предложены единые, взаимосвязанные модели для расчета показателей доступности с учетом различных вариантов орбитальных построений и стратегий управления.

4. Для предлагаемых новых орбитальных построений сформированы алгоритмы управления НКА в случае реализации стратегии пассивной и активной компенсации деградации номинальных орбитальных параметров.

5. Определены требования, предъявляемые к новому специализированному программно-математическому обеспечению и предложена методика его построения.

Практическая значимость результатов исследования

Результаты, полученные в диссертационной работе, могут найти дальнейшее применение для развития и повышения конкурентоспособности ГЛОНАСС. Их практическая значимость заключается в следующем:

1. Подтверждена возможность одновременного существенного повышения параметров доступности навигационного сигнала в экваториальном широтном поясе для стран БИМТЭК и на территории Российской федерации.

2. Подтверждена возможность повышения уровня автоматизации при решении различных задач формирования облика орбитальной группировки дополнения ГЛОНАСС.

3. Предложен подход к формированию стратегии коррекций НКА ОГ ГЛОНАСС.

4. Проведены исследования деградации орбитальных группировок и сформированы предложения по их применимости в качестве дополнения ГЛОНАСС.

5. Проведены исследования и сформированы предложения по использованию пассивного метода минимизации деградации орбитальной группировки за счет упреждающего подбора номинальных параметров группировок.

6. Проведены исследования и сформированы предложения по использованию активного поддержания параметров орбитальных структур.

Основные результаты работы использованы в рамках выполнения государственного задания по проекту № 9.7505.2017/БЧ «Разработка методики системного проектирования оптимальных структур орбитальных многоцелевых группировок КА, принципов и методов их построения в целях обеспечения реализации задач наблюдения, навигации и связи», а также в учебном процессе в Московском авиационном институте

Методология и методы исследования

В качестве методологической основы используется системный подход. На нем основывается раздельное формирование моделей и алгоритмов функционирования навигационных космических аппаратов и наземного комплекса управления, выбора показателей эффективности и ограничений с последующей отработкой в рамках программно-математического обеспечения, методический и

алгоритмический аппарат которого позволяет решать широкий круг задач по формированию облика орбитальных группировок.

Основными методами исследования, используемыми в работе, являются методы системного анализа, динамики полета, оптимального управления и обработки информации. При программной реализации математического обеспечения используются принципы объектно-ориентированного программирования, открытой архитектуры и многозадачности.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся:

1. Теоретические основы и методика решения задачи повышения конкурентоспособности ГЛОНАСС для региональных потребителей за счет введение в её состав высокоорбитального космического комплекса.

2. Архитектура и состав взаимосвязанных математических моделей, составляющие основу методики формирования облика орбитальной группировки дополнения ГЛОНАСС.

3. Методика создания программно-математического обеспечения для проведения исследований и формирования предложений по выбору орбитальной структуры в совокупности с методами компенсации её деградации.

4. Результаты применения предлагаемой методики в части сравнения выбранных структур орбитальных группировок ВКК, исследования методов и технологий, уменьшающих или компенсирующих их деградацию.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность результатов подтверждается корректным использованием современной теории системного анализа и оптимального управления, использованием апробированного математического аппарата, обоснованием полученных результатов математическими расчетами и проведенным сравнительным анализом полученных результатов экспериментальной отработки с реальными данными.

Апробация работы проведена на научно-технических семинарах кафедры «Системный анализ и управление» МАИ. Результаты работы докладывались и

получили одобрение на научно-технических конференциях: 22-й, 23-ей и 24-ой Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (2017, 2018, 2019 г.г.), XLIV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 2018 г.), 15-й и 16-й Международной конференции «Авиация и космонавтика» (2016, 2017 г.г.), 3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS 2017), 4th IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS 2018) и др.

Личный вклад и публикации

Все исследования, результаты которых изложены в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Эти исследования включают формализацию задачи, техническую и математическую постановку, разработку моделей, применение вычислительных методов, создание программно-математического обеспечения, расчеты и анализ результатов. Из совместных работ в диссертацию вошел только тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю, заимствованный материал обозначен ссылками. Основные результаты опубликованы в 12 работах, из которых 4 – в изданиях из списка ВАК Минобрнауки России, соответствующих специальности 05.13.01 (авиационная и ракетно-космическая техника), 3 – опубликованы иностранных изданиях, индексируемых в международных базах данных.

Структура и объем работы

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

Диссертация содержит 179 страниц, 45 рисунков, 30 таблиц. Список использованных источников содержит 55 наименований.

Основное содержание работы

В первой главе выполнена формализация задачи совершенствования структуры орбитальной группировки ГЛОНАСС с учетом требований региональных потребителей. При анализе как зарубежных систем, так и российской ГЛОНАСС выявлены недостатки, которые, с точки зрения их конкурентоспособности в странах БИМТЭК, носят критический характер.

Предложено провести анализ улучшения характеристик навигации региональных потребителей за счет развертывания дополнительного высокоорбитального сегмента. Сформированы показатели качества, влияющие на выбор конкретного построения высокоорбитального космического комплекса, к которым, помимо показателя улучшения мгновенного геометрического фактора, предложено добавить интегральную и гарантированную доступности. Определена задача разработки облика орбитальной группировки дополнения ГНСС обеспечивающей наилучшие характеристики спутниковой навигации региональных потребителей, как совместный выбор проектных параметров орбитальной группировки и стратегии коррекцией из условия максимальной доступности. Предложена методика и этапы решения поставленной задачи.

Во второй главе содержится описание взаимосвязанных математических моделей навигационных космических аппаратов орбитальной группировки, к которым относятся:

- модели орбитального построения: модели эволюции орбиты НКА ОГ ГЛОНАСС и ВКК;
- модели обеспечения стабильности трасс НКА ОГ ВКК (стратегии коррекций);
- модели расчета параметров доступности включают в себя: модель определения возможных интервалов времени видимости отдельного НКА Потребителем; модели расчета параметров доступности; модель расчетов интервалов планового технического обслуживания НКА; модель прогноза возможных интервалов времени для обмена информацией между НКА и НКУ.

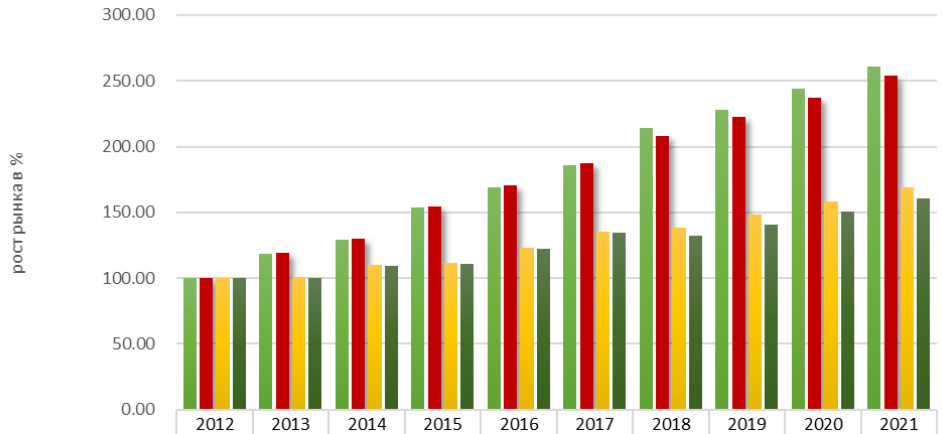
В третьей главе предложена методика построения программно-математического обеспечения средств анализа вариантов построения орбитальных группировок, которое позволяет исследовать варианты структур высокоорбитального сегмента, принципов и методов их построения в целях эффективного обеспечения реализации навигационных услуг, анализировать ухудшение качества функциональных возможностей ВКК вследствие деформации

под воздействием возмущающих факторов различного типа и строить стратегию коррекции движения НКА.

В четвёртой главе с использованием разработанного программно-математического обеспечения проведено сравнение структур орбитальных группировок высокоорбитального космического комплекса. Сравнение проводилось как для номинальных орбитальных построений, так и с учетом их деградации на всём интервале активного существования. Исследованы и даны предложения по использованию методов и технологий пассивного и активного управления трассами навигационных космических аппаратов.

Глава 1. Формализация задачи совершенствования структуры орбитальной группировки ГЛОНАСС с учетом требований региональных потребителей

В настоящее время, конкурентоспособность любой глобальной спутниковой системы (ГНСС) определяется необходимостью обеспечения высоких характеристик точности, доступности и целостности навигационного поля (НП) для отдельных регионов. В этом смысле, наиболее многообещающими рынками являются страны БИМТЭК (BIMSTEC, Bengal Initiative for Multi-Sectoral Technical and Economic Cooperation, Инициатива Бенгальского залива по Многоотраслевой Технико-Экономической Кооперации, сокращенно - Инициатива Бенгальского залива), которые за последние 10 лет показывают почти двукратное увеличение [2, 5] (см. рисунок 1.1).



	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	2021
Остальные	100.00	118.59	129.49	153.33	168.85	185.90	213.97	228.33	243.85	260.64
Страны БИМТЭК	100.00	119.14	130.09	154.71	170.32	187.51	208.33	222.31	237.38	253.71
ЕС	100.00	101.07	110.36	111.72	123.02	135.44	138.64	147.99	158.05	168.88
Сев. Америка	100.00	100.38	109.62	110.99	122.20	134.56	131.98	140.88	150.44	160.77

Рисунок 1.1 – Рост рынка ГНСС за 10 лет

Соответственно доля рынка с 34,0 % в 2012 г. до 41,8 % в 2021 г. (см. Рисунок 1.2)

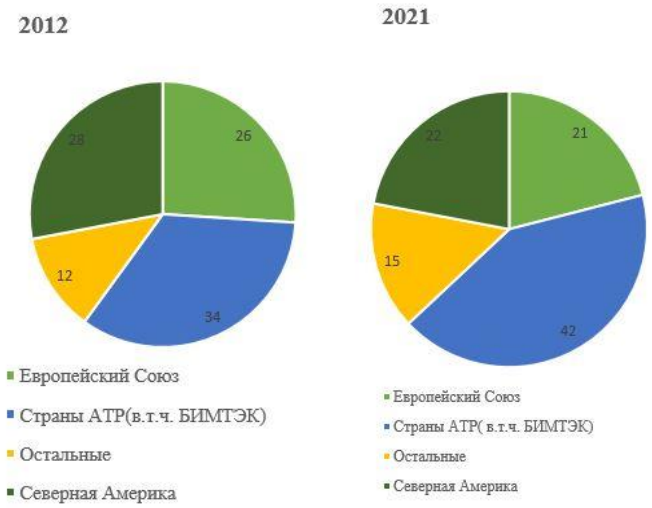


Рисунок 1.2 – Доля рынка применения ГНСС

Благодаря высокой численности населения стран БИМТЭК и очень интенсивному использованию мобильных телефонов, например, для пересылки электронных сообщений, потоковых передач данных и игр на рынке применений ГНСС в странах Юго-Восточной Азии лидируют такие государства как Япония, Южная Корея, Китай, Индия, Мьянма и Вьетнам [3, 4, 5]. Помимо этого, взрывной рост испытывают технологии ГНСС в использующихся системах позиционирования, навигации, захода и посадки воздушных судов [10], а также в регламентируемых государственных услугах для экстренных служб государственных органов. Проектный отдел Европейского агентства по ГНСС [2] по развитию рынка прогнозирует, что глобальные поставки устройств, интегрированных с ГНСС, превысят 1 млрд шт. к 2021 г. (рост поставок в страны БИМТЭК более, чем на 20 % за последние 10 лет). Существенно растет и рынок решений на базе ГНСС, таких как GAGAN [3] (GPS-aided GEO augmented navigation, Индия), MSAS (Multi-functional Satellite Augmentation System, Япония), RTK (Real Time Kinematic) [2].

Также следует учитывать необходимость в национальной концепции и стратегии стран БИМТЭК по защите сигналов и инфраструктуры ГНСС от помех, уводящих помех («spoofing») и потенциальных атак/вмешательств в любой другой форме.

Учитывая тот факт, что рынки Китая, Японии и Южной Кореи скорее всего будут ориентированы на использование систем GPS или Beidou, возникает задача максимального охвата рынков других стран БИМТЭК российской навигационной системой ГЛОНАСС. А это более чем 1,5 млрд. человек.

1.1 Существующее состояние зарубежных ГНСС

В настоящее время для потребителей доступны сигналы четырех ГНСС, к которым относятся:

- ГЛОНАСС – Российская Федерация, развернута в полном составе;
- GPS - США, развернута в полном составе;
- Beidou (Бейдоу) – Китайская Народная республика, на завершающем этапе развертывания;
- Galileo – Евросоюз, на завершающем этапе развертывания.

Для любой страны они являются ядром национальных систем координатно-временного и навигационного обеспечения (КВНО), которые являются определяющими практически во всех отраслях экономики. Для любой страны обеспечение стабильности навигации вне зависимости от влияния различных факторов является приоритетной задачей, что в свою очередь требует создание региональных навигационных или функциональных дополнений ГНСС.

В самое ближайшее время, после полного развертывания потребитель сможет воспользоваться навигационными сигналами, от порядка 120 спутников 4 орбитальных группировок (Рисунок 1.3)

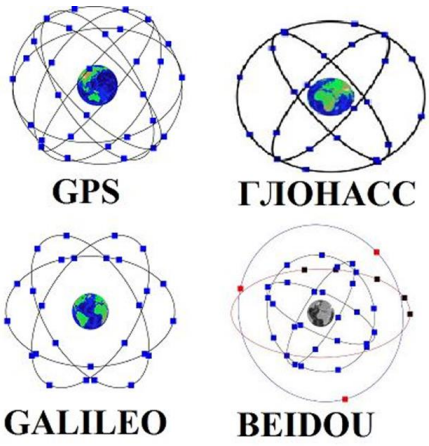


Рисунок 1.3 – Состав орбитальных группировок

GPS

Штатная орбитальная группировка состоит системы GPS включает 24 навигационных космических аппарата (НКА) на круговых орбитах с высотой около 20200 км, расположенных равномерно в шести плоскостях с наклонением 550 [10, 27]. Орбитальная построение таково, что для поддержания струкьтуры требуется порядка 300 кг в течение срока активного существования (САС). По состоянию на ноябрь 2020 года, состав ОГ насчитывает 31 спутник, функционирующий по целевому назначению, при максимально возможном количестве 32 [10]. Все космические аппараты излучают закрытые и открытые сигналы с кодовым разделением каналов (CDMA). Орбитальная группировка включает космические аппараты четырех поколений: GPS-IIA (1 аппарат); GPS-IIR, включая модификацию IIR-M (19 аппаратов); GPS-IIF (11 аппаратов); GPS-IIIA (1 аппарат на этапе летных испытаний).

Система GPS обеспечивает 100% глобальную доступность навигационных услуг на углах места выше 5^0. Средняя точность навигации за счет самой системы (без учета ошибок приемной аппаратуры) составляет порядка одного метра [10, 27]. Кроме того, в контуре управления отдельно для каждого НКА реализованы типовые циклы управления, что позволяет индивидуально реагировать на текущие отклонения орбиты того или иного НКА [27].

Beidou (Бейдоу)

Разработка китайской навигационной системы была начата в 1983. Стоит отметить, чтобы обеспечить использование разработки на территории азиатско-тихоокеанского региона (выявление местоположения, возможность отправки коротких сообщений и внесение дифференциальных поправок) были применены новейшие схемы по пассивному позиционированию. На сегодняшний день БЭЙДОУ работает таким образом, что предоставляет спектр услуг [1]:

- глобальные (посредством санкционированного и открытого доступа);
- региональные (передача коротких сообщений и широкозонная дифференциальная коррекция).

Система БЭЙДОУ разработана и построена в соответствии с классическими централизованными системами: отчеты о первичных измерениях параметров навигации формируются при помощи сети специальных станций. Стоит отметить, что информация структурируется и транслируется в головной центр управления измерениями. Основная сеть станций расположена в Китае. В дальнейшем специалисты планируют создать глобальную сеть станций, что поможет в несколько раз улучшить навигационные показатели спутниковой системы. Спутники категории БЭЙДОУ-2 транслируют сигналы B-1 и B-2, которые обеспечивают навигацию в Азиатско-Тихоокеанском регионе. Специалисты отмечают, что превалирующее большинство сигналов относится к диапазонам B1, B2, а также B3. Это дает возможность координировать и транслировать сигналы в рамках диапазонов других НСС [1].

БЭЙДОУ является совместимой с другими мировыми системами. Космический сегмент данной ГНСС - орбитальная группировка смешанного типа. Аппараты размещаются на трех типах орбит. К концу этого года разработчики планируют увеличить количество КА в космическом пространстве до 35 штук. Разработчики планируют поставлять высоконадежные и точные услуги по навигации, позиционированию и синхронизации.

Galileo

Галилео представляет собой глобальную навигационную спутниковую систему. Она была создана по решению Европейского Союзом с целью обеспечить независимость стран членов в сфере координатно-временного и навигационного обеспечения. Официальное утверждение программы произошло в 1994 году. Специалисты пришли к выводу, что развивать нужно два направления [2]:

- дополнений, которые бы расширили функциональность уже существующих систем GPS и ГЛОНАСС;
- разработка уникальной спутниковой системы навигации, которая в дальнейшем будет использоваться гражданскими лицами в рамках государственно-частного партнёрства.

Орбитальное построение ГАЛИЛЕО предполагает, что на орбите будет 27 НКА на трех круговых орбитах высотой 23 229 км, периодом обращения 14 ч, наклонением 56˚. По целевому назначению используются 24 КА, один КА в каждой орбитальной плоскости является резервным. Орбитальная группировка ГАЛИЛЕО предоставляет спектр навигационных услуг [2]:

- Open Service - разработка открытых сигналов, которые доступны к использованию всем категориям абонентов. Стоит отметить, что данная услуга бесплатна;
- Commercial Service – Это группа зашифрованных сигналов, которые передаются с более высокой скоростью. Услуга систематизирует процесс глобальной навигации, а также аутентифицирует сигнал;
- Public Regulated Service - услуга, посредством которого производится передача координат от зарегистрированных пользователей.

Среди особенностей Galileo можно отметить [2]:

- поисково-спасательный канал обратной передачи данных для уведомления пользователей;
- аутентификация сигналов для гражданских пользователей.

Галилео взаимодействует с другими ГНСС, увеличивая количество потенциальных спутников, которые находятся в поле зрения. Подобные меры

способствуют увеличению точности измерений и делают их более доступными. Специалисты отмечают, что использование Galileo вместе со спутниковой системой усиления EGNOS способствует росту экономики ЕС. Прибыль ожидается в космической отрасли, а также для рынков приложений и услуг на основе ГНСС.

1.2 Существующее состояние и конкурентоспособность ГЛОНАСС для региональных потребителей

Штатное орбитальное построение орбитальной группировки (ОГ) совокупности навигационных космических аппаратов, распределенных в нескольких орбитальных плоскостях (космического сегмента, [18]) ГЛОНАСС основано на трех наклонных к экватору плоскостях и равномерном размещении по 8 спутников в каждой плоскости со сдвигом расположения спутников в соседних плоскостях на 15º. Отношение периода обращения орбиты НКА ГЛОНАСС к звездным суткам равно 8 к 17. Такое построение ОГ ГЛОНАСС обеспечивает изотрассность (единую трассу для всех НКА) орбитальной группировки, что уменьшает деградацию ее структуры за счет влияния нецентральности гравитационного поля Земли, обеспечивая их воздействие на все НКА ОГ интегрально как практически одинаковое. Поэтому изотрассность ОГ обеспечивает очень хорошую устойчивость орбитальных параметров. При таком построении затраты топлива на поддержание орбитальной структуры минимальны. Основным недостатком орбитального построения ГЛОНАСС в контексте данной работы является худшее, по сравнению северными широтами, покрытие экваториальных областей.

По состоянию на ноябрь 2020 года в составе ОГ ГЛОНАСС функционировало 23 НКА «Глонасс-М» и один НКА «Глонасс-К». Все НКА формируют навигационные сигналы с частотным разделением каналов в диапазонах L1 и L2. Недостатком при этом является то, что максимальное число НКА в ОГ всего 24. Перспективные НКА «Глонасс-К2» будут излучать новые сигналы, что позволит снять ограничение на количество НКА в ОГ ГЛОНАСС.

Штатная группировка ГЛОНАСС имеет 100% доступность потребителю при углах места выше 5°, при этом осредненная точность определений варьируется от 3-х до 5-ти метров. Наземный комплекс управления (НКУ) находится на территории РФ.

Современные тенденции развития и применения всех без исключений глобальных навигационных спутниковых систем и их дополнения учитывают следующее [42]:

- возможное активное стороннее воздействие на ГНСС в целом и штатные навигационные сигналы в частности (концепция NAVWAR, США);
- необходимость обеспечения национальной навигационной независимости для бесперебойной работы национальной инфраструктуры;
- конкуренцию между ГНСС между собой и за конечного потребителя в рамках, де-факто, единой системы.

Тем не менее, разработчики ГЛОНАСС, продолжая предоставлять базовые навигационные услуги на безвозмездной основе, предусматривают дальнейшее совершенствование системы по следующим направлениям [42]:

- обеспечение доступности навигации для решения задач при работе только по одной ГНСС, в том числи и в сложных условиях приема (городская застройка, гористая или сильно лесистая местность и т.п.);
- обеспечение стабильности и прогнозируемости характеристик систем, в том числе целостности и непрерывности, важных для определенных категорий потребителей, например, для авиации на участке посадки;
- повышение заявленной при создании ГНСС точности (на уровне десятков метров) до метрового и меньше диапазона в абсолютном режиме;
- обеспечение целостности навигационного поля и его быстрого восстановления в случае внешних воздействий, парирование радиопомех, как непреднамеренных, так и преднамеренных, включая «уводящие» помехи от ложных источников сигналов с искаженной информацией;
- обеспечение взаимодополняемости и совместимости с другими ГНСС в части сигналов, систем координат, шкал времени;

- расширение услуг ГНСС за счет передачи дополнительной информации средствами самих систем и установка на борт дополнительной полезной нагрузки, напрямую не связанной с решением навигационных задач, такой как аппаратуры системы поиска и спасания КОСПАС-SARSAT;
- разработка средств комплексирования аппаратуры потребителя с датчиками, которые используют другие источники навигационной информации (микроинерциальные системы, приемники сигналов сотовых сетей, сигналов WiFi, высокостабильные часы, градиентометры и т.д.).

Ситуация с развитием различных ГНСС определяет необходимость для системы ГЛОНАСС, с одной стороны, решать задачу по выдерживанию жесткой конкуренции с другими ГНСС в части навигационного обеспечения различных потребителей, а с другой – задачу по интеграции с ними на уровне потребительской аппаратуры. При этом, для стран БИМТЭК, не являющихся операторами ГНСС, важным является региональный подход, поскольку решение обеих задач обеспечивает на высоком уровне их навигационную независимость и координатно-временное обеспечение с использованием ГЛОНАСС для широкого круга своих потребителей.

Для обеих задачи российская система должна иметь тактико-технические характеристики (ТТХ) по точности, доступности и устойчивости радионавигационного поля (РНП) как минимум на одном уровне с GPS, причем достигнуть их необходимо в самое ближайшее время, иначе «навигационную нишу» ГЛОНАСС займут другие навигационные системы.

Регулярность в построение ОГ ГЛОНАСС и присущая ей повторяемость характеристик радионавигационного поля, могут, в определенные интервалы времени, приводить к появлению на поверхности Земли зон существенного ухудшения точности навигации ГНСС для потребителя.

Это объясняется тем фактом, что вырождение решения навигационной задачи по одномоментным измерениям происходит в момент, когда все участвующие в решении навигационной задачи НКА лежат на поверхности кругового конуса с вершиной в точке нахождения потребителя. Математически это

означает, что ранг матрицы $F = (WW^{\mathrm{T}})$ вторых моментов ошибок определения параметров позиционирования по результатам измерений псевдодальностей в этом случае равен 3. Причем, в реальной ситуации, это может происходить не в «чистом виде», а в рамках вычислительной погрешности или близости матрицы к вырожденности, что существенно ухудшает точность навигации.

Основные результаты исследований, проведенных с использованием ресурсов [8, 22] и других источников [48, 49], зон ухудшения точности навигационных определений по системе ГЛОНАСС следующее.

1. Навигационному полю ГНСС ГЛОНАСС при существующей номинальной ОГ присуще наличие зон ухудшения качества навигации (увеличение геометрических факторов VDOP и PDOP в 20–100 раз) потребителей, расположенных в интервале широт: $j \approx \pm$ (25–28°).

2. Продолжительность зон для ограничений видимости по углу места 5° достигает 10 минут с максимальными размерами: 5° по долготе и 3° по широте; в центральных точках зон PDOP равна 50, а локальная суточная доступность навигации (по условию PDOP <6) составляет 0,983.

3. Выход из строя одного, двух и более спутников, увеличение ограничивающего угла места могут привести к существенному увеличению размеров и продолжительности зон ухудшения навигации, увеличению вертикального геометрического фактора и снижению локальной доступности в этих зонах.

Низкая, по сравнению с другими ГНСС, высота орбиты в целом приводит к ухудшенным характеристикам ГЛОНАСС по сравнению с характеристиками зарубежных ГНСС. Исключения составляют лишь приполярные области. Таким образом, можно сделать следующие выводы о влиянии орбитального построения НКА ГЛОНАСС на характеристики радионавигационного поля, и, как следствие на конкурентоспособность системы в целом [48, 54]:

- в широтных поясах выше ±45° точность/ доступность навигации за счет ОГ по системе ГЛОНАСС сопоставима с точностью/доступностью

зарубежных систем GPS и Galileo, а в приполярных районах у системы ГЛОНАСС они даже лучше;

- внутри широтного пояса ±45° точность/ доступность системы ГЛОНАСС уступает системам GPS и Galileo, при этом у ГЛОНАСС имеются зоны существенного временного ухудшения точностных характеристик, которые практически отсутствуют у GPS и Galileo;
- при больших углах затенения (~25°), соответствующих городским и горным условиям, система ГЛОНАСС в 1,5–1,7 раза уступает по глобальной доступности GPS.

В полной мере перечисленные выше недостатки проявляются в странах БИМТЭК. Это явно видно на рисунках 1.4 – 1.6, на которых представлены графики суточной доступности не менее 4-х спутников ГЛОНАСС потребителями, находящимися в позициях 96^0 в.д. и 550, 190 с.ш. при различных углах места.

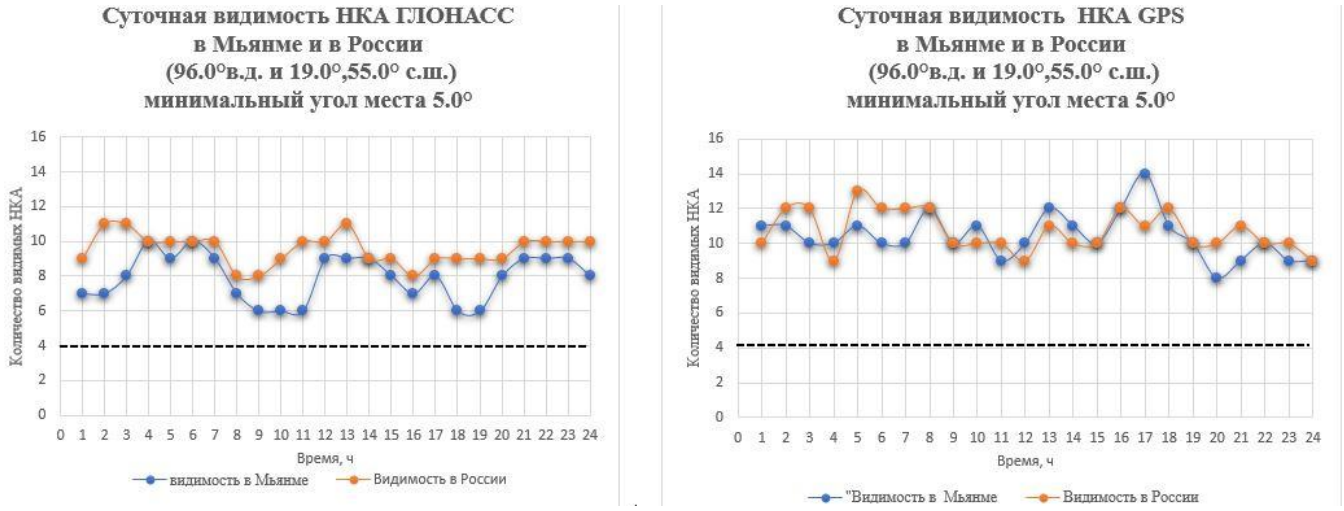


Рисунок 1.4 – Суточная доступность спутников ГЛОНАСС и GPS
для точек Земной поверхности 96° в.д. и 55°, 19° с.ш.
угол места 5°

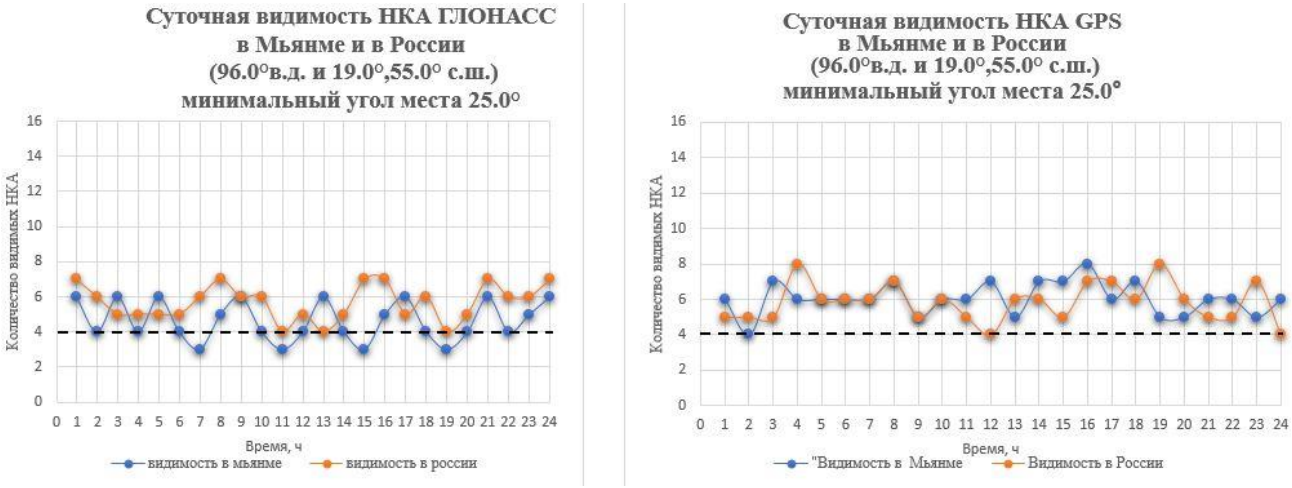


Рисунок 1.5 – Суточная доступность спутников ГЛОНАСС и GPS для точек Земной поверхности 96° в.д. и 55°, 19° с.ш. угол места 25°

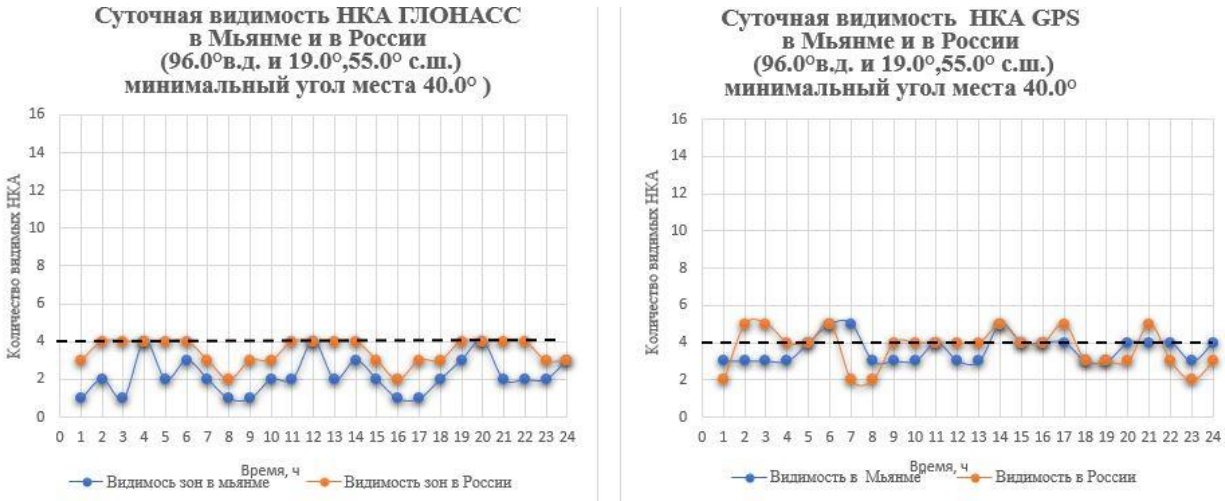


Рисунок 1.6 – Суточная доступность спутников ГЛОНАСС и GPS для точек Земной поверхности 96° в.д. и 55°, 19° с.ш. угол места 40°

В этой связи, направлениями совершенствования системы ГЛОНАСС, обеспечивающими эффективность развития системы и ее конкурентоспособность являются следующие [19, 23]:

- обеспечение повышения характеристик точности и доступности до конкурентоспособного уровня;
- обеспечение взаимодополняемости с другими ГНСС;

- использование дополнительных НКА для оперативной замены выбывающих НКА и, тем самым, улучшение характеристик радионавигационного поля для штатной аппаратуры, работающей по 24-м космическим аппаратам;
- модернизация орбитальной группировки и характеристик радионавигационного поля путем ввода в эксплуатацию НКА новых поколений, формирующих новые сигналы и предоставляющих в них дополнительную навигационную и служебную информацию;
- обеспечение минимизации рисков при переходе от существующей к перспективной орбитальной группировке;
- обеспечение открытости архитектуры перспективной орбитальной группировки с возможностью добавления в нее НКА, находящихся на других орбитах.

При этом, можно выделить несколько подходов к формированию орбитальной группировки и ее модернизации [35]:

- изменение орбитальных параметров текущей группировки в целом (например, высоты орбиты);
- введение в существующую орбитальную группировку дополнительных НКА;
- дополнение существующей ОГ космическими аппаратами на других орбитах (введение дополнительных плоскостей, использование орбитальных группировок на других типах орбит и т.п.)

Таким образом, одним из путей доведения доступности и геометрического фактора системы ГЛОНАСС до конкурентоспособного уровня с зарубежными ГНСС является модернизация орбитальной группировки, которая заключается в увеличении состава ОГ и выбора ее структуры.

Целью модернизации ОГ может быть, как доведение конкурентоспособности системы в глобальном масштабе, так и решение локальных задач, для отдельных региональных потребителей. В первом случае все технические и финансовые риски по развитию системы ложатся на Оператора ГНСС. При этом, для таких регионов,

как Северная Америка, Европа, Китай, Ближний Восток, Скандинавский регион, использование системы ГЛОНАСС не является приоритетом. В то время, как для таких стран как Россия, а также быстрорастущего рынка навигационных услуг в странах БИМТЭК возможно широкое использование ГЛОНАСС и технологий на ее основе.

В связи с этим, возникает задача разработки модернизированной орбитальной группировки системы ГЛОНАСС с увеличенным составом космических аппаратов с целью повышения доступности, точности и устойчивости навигации потребителей системы ГЛОНАСС расположенных как на территории Российской Федерации, так и в странах БИМТЭК.

1.3 Анализ вариантов структуры орбитальной группировки системы ГЛОНАСС для обеспечения её конкурентоспособности

Для дальнейшего выбора модернизированной структуры ОГ важным направлением исследований является анализ достоинств и недостатков возможных вариантов дополнения штатной орбитальной группировки НКА на других орбитах. В настоящее время предлагается достаточно широкий спектр орбитальных построений, которые условно можно объединить в две группы:

- использующие орбитальные построения типа ГЛОНАСС с изменениями высоты орбиты, количества плоскостей и спутников в этих плоскостях
- использующие штатную группировку, дополненную высокоорбитальным космическим комплексом (ВКК), орбиты НКА которого в номинале имеют постоянную трассу.

Для первой группы основные орбитальные параметры [35, 54] (величины больших полуосей, наклонений) орбит остаются такими же, как и в штатной группировке ГЛОНАСС. А наращивание происходит за счет дополнительных орбитальных сегментов с предпочтительным сохранением орбитального периода и повторяемости трасс. В разных источниках [35, 48, 49, 54] представлены исследования по такому типу орбит. В частности, предлагается поднятие штатной ОГ на 200 км с добавлением в нее 6 космических аппаратов. В этом случае можно

получить характеристики радионавигационного поля на уровне GPS или Galileo. Причем такая ОГ может быть сформирована поэтапно без внесения изменений в орбиты действующих НКА, путем выведения новых НКА между штатными орбитальными плоскостями. Это процесс займет достаточно большое время и потребует существенных корректировок в программу запусков.

Другим подходом является сохранение существующей архитектуры (ГЛОНАСС-24), расширяя ее космическими аппаратами с сохранением периода обращения и повторяемости трасс ОГ в целом за счет [48, 49]:

- увеличения числа НКА до 27 или 30 с сохранением трёхплоскостной структуры и изменением высоты и наклонения орбит;
- увеличения числа НКА с сохранением трёхплоскостной структуры и параметров орбит;
- увеличения числа НКА с введением 3-х дополнительных плоскостей для размещения в них антиподных НКА. Дополнительные плоскости располагаются между основными.

Первый вариант, это увеличением числа спутников в системе до 27 с вариациями, такими как:

- формирование новых параметров ОГ – изменение большой полуоси до порядка 27590 км. с повторяемостью трассы – 17:9 и периодом обращения 12 ч. 40 мин., а также уменьшением наклонения до 57°;
- незначительное повышение высоты с сохранения параметров текущей ОГ.

В этом случае навигационные характеристики практически совпадают с характеристиками Galileo с улучшением в приполярных регионах. Во втором варианте формируется ОГ из 27 НКА по 9 НКА в каждой плоскости с высотой на 100 км выше штатной (T = 40811 с, a = 25620 км, повторяемость трассы – 19:9).

В таблице 1.1 [48] приводятся навигационные характеристики для этих 2-х вариантов (27 НКА): первый с номинальными параметрами орбит, второй (*) – модернизированный (a = 27730 км, i = 57°), а также ОГ Galileo (a = 29600 км, i = 57°) - 27 НКА.

Таблица 1.1 – Навигационные характеристики 2-х вариантов Из 27 НКА ОГ ГЛОНАСС и ОГ Galileo

	ОГ ГЛОНАСС 24 Г/Р	ОГ ГЛОНАСС 27 Г/Р	ОГ ГЛОНАСС 27* Г/Р	ОГ Galileo 27 Г/Р
Среднее значение пространственного геометрического фактора PDOP для угла места 5°	1.94/1.74	1.78/1.62	1.74/1.67	1.71/1.68
Доступность по условию PDOP≤6 на открытом местности с ограничениями по углу места 5°	0.99991/1	1/1	1/1	1/1
Доступность повышенной точности по условию PDOP≤2 на открытой местности с ограничениями по углу места 5°	0.614/0.842	0.801/0.894	0.842/0.880	0.872/0.883
Доступность по условию PDOP ≤ 6 в условиях городского каньона или гор с ограничениями по углу места 25°	0.492/0.786	0.725/0.877	0.804/0.815	0.852/0.807

Г – глобальная зона обслуживания

Р – зона обслуживания Российской Федерации

При этом необходимо учитывать то факт, что вариант с 27 НКА потребует реконфигурацию орбитальной группировки (перевод функционирующих НКА в новые системные точки), что повлечет вывод её из работы по целевому применению на длительное время.

Для орбитальных группировок, доведенных до 30 НКА потребуется повышения их высоты на 200 км. Тогда в номинале орбиты будут иметь иметь большую полуось a = 25710 км, повторяемость трассы – 21:10, драконический период – 41026 сек. НКА будут расположены в трех плоскостях по 10 равномерно распределенных НКА в каждой. Это позволит обеспечить характеристики на уровне и даже чуть лучше, чем у Galileo. В таблице 1.2 представлены ожидаемые качественные навигационные характеристики [54].

Таблица 1.2 – Навигационные характеристики 3-х вариантов ОГ ГЛОНАСС из 30 НКА и ОГ Galileo из 27 НКА

	ОГ ГЛОНАСС-24 Г/Р	ОГ-30 a = 25509 км Г/Р	ОГ-30 a = 25710 км Г/Р	ОГ Galileo-27 Г/Р
Среднее значение пространственного геометрического фактора PDOP для угла места 5°	1.94/1.74	1.66/1.51	1.66/1.51	1.71/1.68
Доступность по условию PDOP ≤ 6 на открытой местности с ограничениями по углу места 5°	0.99991/1	1/1	1/1	1/1
Доступность повышенной точности по условию PDOP ≤ 2 на открытой местности с ограничениями по углу места 5°	0.614/0.842	0.912/0.991	0.916/0.992	0.872/0.883
Доступность по условию PDOP ≤ 6 в городской и горной местности с ограничениями по углу места 25°	0.492/0.786	0.876/0.970	0.880/0.972	0.852/0.807

Основным вариантом при добавлении дополнительных трех плоскостей является расположение на них дополнительно шести спутников по 2 в каждой плоскости. Дополнительные плоскости располагаются между основными, при антиподном расположении НКА в них. В таблице 1.3 представлены ожидаемые качественные навигационные характеристики при двух вариантах (А и В) расположения антиподных навигационных НКА в плоскостях [54].

Таблица 1.3 – Навигационные характеристики 3-х вариантов ОГ ГЛОНАСС из 30 НКА и ОГ Galileo из 27 НКА

	ОГ ГЛОНАСС-24 Г/Р	ОГ-30А Г/Р	ОГ-30Б Г/Р
Среднее значение пространственного геометрического фактора PDOP для угла места 5°	1.94/1.74	1.67/1.54	1.72/1.56
Доступность по условию PDOP ≤ 6 на открытой местности с ограничениями по углу места 5°	0.99991/1	1/1	1/1
Доступность повышенной точности по условию PDOP ≤ 2 на открытой местности с ограничениями по углу места 5°	0.614/0.842	0.87/0.965	0.836/0.983
Доступность по условию PDOP ≤ 6 в городской и горной местности с ограничениями по углу места 25°	0.492/0.786	0.710/0.89	0.730/0.93

Для рассмотренных вариантов первый вариант из 30 НКА, равномерно расположенных в трех плоскостях, имеет самые высокие значения навигационных характеристик. Тем не менее, для его использования необходимо изменение орбитальных позиций спутников, что на данный момент не представляется возможным. Поэтому в рамках данной группы орбитальных группировок наиболее приемлемой является формирование в других плоскостях параллельной ОГ из 30 НКА с высотой на 200 км больше штатной и обладающей свойством повторяемости трасс. В этом случае затраты топлива на коррекции орбит будут минимальны при сохранении схем выведения НКА на орбиту.

В отличии от ОГ первой группы, позволяющей улучшить навигационные характеристики в глобальном масштабе, конкурентоспособность системы ГЛОНАСС для региональных потребителей может быть повышена за счет формирования орбитального сегмента на базе геосинхронных и высокоэллиптических орбит с постоянной трассой полета. Несомненным преимуществом таких орбит является возможность улучшения навигационных характеристик, как на территории РФ, так и в регионах, расположенных по широте ниже 450, а также возможностью комплексирования навигационных, связных и других услуг, которые предоставляются НКА, расположенных на орбитах соответствующего типа. Кроме того, затраты на практическую реализацию при таком подходе минимальны.

Для орбит второй группы характерным является дополнение штатной орбитальной группировки высокоорбитальным космическим комплексом с навигационными космическими аппаратами (НКА) на орбитах типа QZSS (Quasi-Zenith Satellite System), геосинхронных наклонных орбитах (ГСНО), М15 а также орбит типа «Молния», «Тундра» и «Арктика».

В силу вышеперечисленных причин, настоящая работа посвящена разработке методики и исследованию вариантов дополнения штатной орбитальной группировки ГЛОНАСС высокоорбитальным космическим комплексом и сравнение полученных результатов с ОГ из первой группы.

1.4 Анализ и формирование показателей качества предоставления навигационных услуг

Под показателем качества будем понимать [26] количественные характеристики требований к эффективности системы, служащие для выбора наилучшей альтернативы из всех пригодных. Например, к ним можно отнести доступность, видимость НКА и т.п. При этом, определяющую роль играют показатели, непосредственно влияющие на конкурентоспособность ГНСС.

При формировании показателей в первую очередь учитывается следующие:

- необходимость обеспечение оценку выполнения требований, предъявляемых к системе;
- они должны быть чувствительными по отношении к выбираемым параметрам;
- показатели должны иметь ясный физический смысл или интерпретацию, но при этом быть достаточно простым и наглядными.

В качестве критерия будем подразумевать математически сформулированное правило, с помощью которого по имеющимся значениям показателей можно рекомендовать предпочтительный вариант системы. Критерий может быть как скалярные, так и векторный. При этом, лицо принимающее решение может выбрать такой из возможных вариантов, который обеспечит выполнение критерия «минимальное значение главного критерия при значении остальных не хуже требуемых значений».

В нашем случае требуется, чтобы математическая модель одновременно позволяла проводить расчет эффективности целевого применения навигационной системы по нескольким критериям. Решение многокритериальной задачи оптимизации возможно при формировании и использовании методов многокритериальной оптимизации, адаптированных к требованиям функционирования космического сегмента ГНСС.

Под эффективностью функционирования космического сегмента ГЛОНАСС будем понимать использование возможностей группировки НКА системы и комплекса наземных технических средств, обеспечивающих контроль и

управление подсистемой навигационных космических аппаратов ГНСС (сегмент контроля и управления, [18]) для определения пространственных координат, составляющих вектора скорости движения, поправки показаний часов и скорости изменения поправки показаний часов потребителя ГНСС в странах БИМТЭК и территории Российской Федерации, наиболее полно соответствующей совокупности требований сегмента потребителей [18].

Системный подход предполагает использование принципа декомпозиции при оценке качества работы системы [34, 36]. При этом, традиционно выделяют следующие потребительские характеристики для оценки качества навигационных услуг: точность, доступность, непрерывность и целостность [17, 27]. Они зависят от множества факторов, которые условно можно разделить на две группы: зависящие и не зависящих от характеристик ГНСС. При этом, на эти оценки опосредовано влияют другие характеристики ГНСС (такие как орбитальное построение НКА, параметры навигационного сигнала, эфемеридных данных и т.п.)

Таким образом, представленные выше оценки могут быть использованы в качестве обобщенных системных (системно-потребительских) оценок для конечного числа наборов параметров, описывающих стандартные навигационные услуги (технологии). Ниже приводятся определения системно-потребительских характеристик и описание подходов к их вычислению.

Точность навигационных определений - это набор характеристик, отражающих уровень погрешностей навигационных определений местоположения (позиционирования), скорости и времени. Она характеризуется [18]:

- абсолютной погрешностью определения местоположения потребителя ГНСС в геоцентрической пространственной системе координат;
- стандартной погрешностью навигационных определений ГНСС, как уровня точности определения пространственных координат, составляющих вектора скорости движения и поправки показаний часов, доступный любому потребителю.

На точность навигационных определения влияют как ошибки, связанные с ошибками в эфемеридно-временной информацией, приемно-передающей аппаратуре и распространения сигнала, так и ошибки, определяемые условиями взаимного расположения потребителя и НКА ОГ ГНСС (см. Рисунок 1.7) [40].

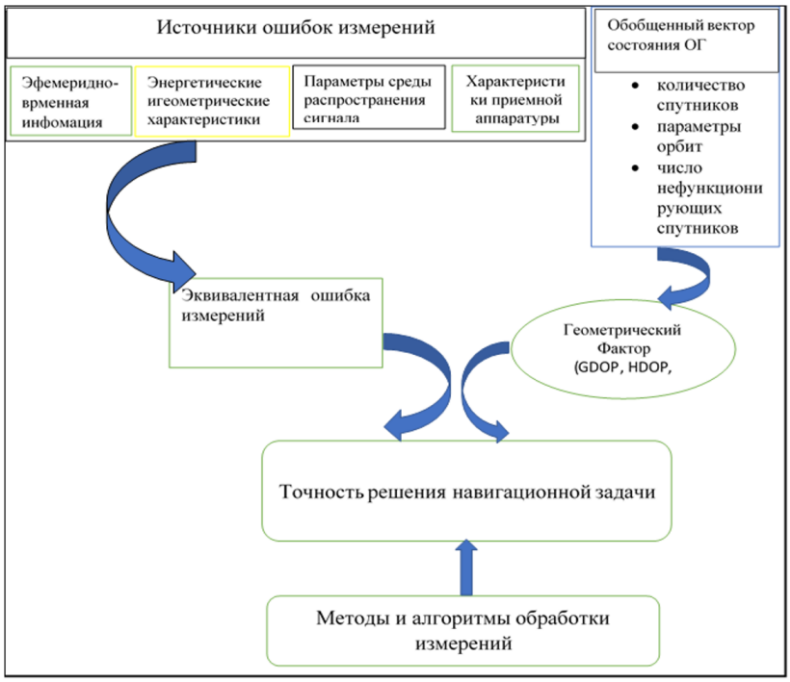


Рисунок 1.7 – Влияние различных факторов на точность решения навигационной задачи

Наиболее часто значение точности выражается в виде величины среднеквадратического отклонения (с.к.о., 1σ) или 3σ, отвечающей функции распределения вероятностей значений ошибок навигационных определений [27]. Характеристика точности может быть отнесена как ко всему вектору местоопределений (координаты, координаты+скорость), так и к его отдельным компонентам (долгота, широта, высота). Также эта характеристика может быть как глобальной, так и локальной (региональной). Кроме того, можно выделить:

- максимальную по всем направлениям среднеквадратическую ошибку определения пространственного положения;
- максимальную (из трех) ошибку определения по трем ортогональным пространственным координатам;

- математическое ожидание модуля 3-мерного вектора ошибки, который математически равен квадратному корню следа ковариационной матрицы 3x3 ошибок позиционирования).

В качестве интегральных критериев качества при сравнительном анализе как ГНСС, так и ее дополнений используются осредненные и гарантированные значения точности [17, 27]:

- по времени – для отдельных районов или точек (при их вычислении необходимо учитывать имеющее место для большинства ГНСС повторяемость геометрической конфигурации спутниковых созвездий ГНСС относительно поверхности Земли), что дает возможность сформировать карты мгновенного или осредненного на заданном отрезке времени распределения характеристик точности;
- по географическому региону – одномоментные или с привязкой к определенным интервалам (суточные, учитывающие повторяемость геометрической конфигурации ГНСС и т.п.);
- по времени и по выбранному географическому региону (регионам).

В упрощенном варианте текущая точность навигации полагается зависящей лишь от текущих геометрических факторов GDOP (PDOP, VDOP и др.), выражающих собой связь наихудшей специализированной ошибки позиционирования потребителя со стандартной штатной средней точностью измерения в одном канале псевдодальности (приведенной ошибкой измерения псевдодальности UERE) в зависимости от геометрии конфигурации: местоположение потребителя → орбитальное построение (созвездие) НКА [27].

Понятие «точность навигационных определений» включено в перечень стандартных характеристик ГНСС. Это, как правило, локальная оценка, т.к. формируется при длительном наблюдении за НКА ГНСС станциями мониторинга. Эту особенность следует иметь ввиду, что при сравнении локальных апостериорных оценок точности с априорными (возможно, осредненными по пространственно-временной области обслуживания) оценками для перспективных проектируемых и существующих систем.

В настоящее время основным алгоритмом определения пространственных координат, составляющих вектора скорости движения и поправки показаний часов потребителя ГНСС является метод наименьших квадратов. Ковариационная матрица ошибок навигационных определений положения потребителя при использовании метода наименьших квадратов имеет следующий вид $\sigma_R^2(A^TA)^{-1}$. В этой матрице σ_R - средняя квадратическая ошибка единицы веса (погрешность измерения); A - матрица частных производных совокупности функций вычисления псевдодальностей i-го потребителя до s-го навигационного спутника:

$$P_{is} = \sqrt{(X_s - X_i)^2 + (Y_s - Y_i)^2 + (Z_s - Z_i)^2} - \Delta P, \qquad (1.1)$$

по переменным $\overrightarrow{X} = |X_i, Y_i, Z_i, \Delta P|^T$, которая включает в себя не только координаты положения в гринвичской или в какой-нибудь другой системе координат X_i, Y_i, Z_i но также линейную поправку $\Delta P = c\delta_i(t)$, характеризующую уход часов приемника потребителя относительно системной шкалы времени.

В теории спутниковой навигации обратная матрица $Q = (A^TA)^{-1}$ играет большое значение, поскольку величина ошибок навигационных определений напрямую зависит от величины элементов этой матрицы [16, 27].

Ковариационная матрица позволяет применить простой прием для оценки погрешности σ любого определяемого параметра как произведение двух сомножителей: средней квадратической погрешности измерения σ_R и некоторого коэффициента Г, характеризующего геометрические условия измерений, который принято называть *геометрическим фактором* (*DOP, Dilution of Precision*). Исходя из этого, геометрический фактор представляет собой коэффициент пересчета единичной погрешности измерения радионавигационного параметра в погрешность определения соответствующего параметра [16, 27]

$$\sigma = \Gamma\sigma_R \qquad (1.2)$$

Значение геометрического фактора зависит от текущего относительного пространственного положения НКА ОГ и потребителя и условий приема потребителем радионавигационных сигналов, обусловленных диаграммами направленности передающих спутниковых антенн и принимающей антенны потребителя (угла места).

Имеется несколько вариантов представления геометрического фактора. Если оценивается точность пространственного (трехмерного) определения, то используется геометрический фактор модуля вектора в пространстве, обозначаемым $\Gamma_П$ (*PDOP, Position DOP*). При оценке точности на плоскости (горизонтального местоопределения) формируется геометрический фактор модуля вектора в горизонтальной плоскости $\Gamma_г$ (*HDOP, Horizontal DOP*), а при оценке точности по высоте - о геометрическом факторе высоты $\Gamma_в$ (*VDOP, Vertical DOP).* Оценки точности поправки показаний часов потребителя, соответственно, - о геометрическом факторе времени $\Gamma_т$ (*TDOP, Time DOP).* Оценка точности по всем определяемым параметрам предполагает использование полного геометрического фактора Γ_Σ (*GDOP, Geometrical DOP*), который связан с остальными формулой [27]:

$$\Gamma\Sigma^2 = \Gamma п^2 + \Gamma т^2 = \Gamma г^2 + \Gamma в^2 + \Gamma т^2 \quad (1.3)$$

Вышеперечисленные геометрические факторы и элементы матрицы Q связаны между собой соотношениями:

$$GDOP = \Gamma_\Sigma = (Q_{11} + Q_{22} + Q_{33} + Q_{44})^{1/2} \quad (1.4)$$

$$PDOP = \Gamma_П = (Q_{11} + Q_{22} + Q_{33})^{1/2} \quad (1.5)$$

В случае использования координат в проекции Гаусса-Крюгера или проекции Меркатора (первые две координаты лежат в горизонтальной плоскости, а третья по высоте), то

$$HDOP = \Gamma_Г = (Q_{11} + Q_{22})^{1/2}, VDOP = \Gamma_В = Q_{33}^{1/2} \quad (1.6)$$

$$TDOP = \Gamma_Т = Q_{44}^{1/2} \quad (1.7)$$

Величина геометрического фактора меньше при увеличении числа спутников. Основным показателем принято считать геометрический фактор, характеризующий точность оценивания вектора положения в пространстве $\Gamma_П$ (*PDOP*) [27].

В настоящее время, наблюдается соответствие между показателями «геометрический фактор» и точностью решения навигационной задачи при одномоментной обработке эфемеридно-временной информации, полученной от

всех видимых НКА с учетом их разноточности. Поэтому, в качестве требований Потребителя к характеристикам ГНСС выступают оценки качества навигационных определений представленные в таблице 1.4:

Таблица 1.4 – Общепринятая оценка качества определения координат

PDOP	Оценка точности
< 2	отлично
2-3	хорошо
3 – 6	удовлетворительно
> 6	плохо

Эксплуатационная доступность (доступность) [18] это способность глобальной навигационной спутниковой системы обеспечивать проведение навигационных определений с заданными точностными характеристиками. Она включает в себя мгновенную, обобщенную и гарантированную доступности.

Мгновенная доступность зависит от пространственного расположения потребителя и текущего состояния орбитальной группировки НКА и в наиболее полной форме описывается функцией релейного типа есть (1) нет (0). Множество точек в пространстве, в которых функция доступности равна 1 определяет области мгновенной доступности навигационных определений в понимании потребителя, и наоборот.

Если к пространственной составляющей добавить региональную и временную составляющие, то в рассмотрение можно ввести обобщенные или осредненные параметры доступности:

- процент времени для заданного временного интервала и заданной точки, в течение которого обеспечивается доступность;
- доля площади заданного региона, в которой обеспечивается доступность;
- *интегральная доступность* – осредненная по времени величина доступности в заданном районе или точке;

- *гарантированная доступность*, которая– определяется либо видимостью необходимого числа НКА, либо обеспечение геометрического фактора не менее заданного за промежуток времени в определенном районе или точке.

Можно выделить два типа априорных оценок доступности.

Априорная оценка доступности первого типа [17]. Каждая из приведенных выше оценок точности или соответствующий геометрический фактор являются функциями, определенными на заданной пространственно-временной области (T, S) [17]:

$$f = f(t, s, q, USER, \gamma_m) \tag{1.8}$$

где

$t \in T$ - время на заданном интервале,

$s \in S$ - пространственные координаты потребителя, S – заданная область;

$q \in Q$ - обобщенный вектор параметров ОГ, Q - допустимая область вариаций этих параметров,

UERE - заданное множество ошибок измерений,

γ_m - ограничивающий угол места.

Аналогичной функцией описывается и число видимых спутников n_v в заданной пространственно-временной точке.

Функция доступности $\varphi(d)$ вводится следующим образом:

$$\varphi(d) = \begin{cases} 1\text{ , если } f \leq (\geq) d \\ 0\text{, если } f > (>) d \end{cases} \tag{1.9}$$

где d – заданное пороговое значение функции.

В более общем случае, когда интерес представляет одновременное выполнение совокупности условий, функция доступности определяется следующим образом:

$$\varphi(D) = \begin{cases} 1\text{ , если } \bar{f} \in D \\ 0\text{, если } \bar{f} \notin D \end{cases} \tag{1.10}$$

здесь $\bar{f}$ - векторная функция, компонентами которой могут быть любые комбинации функции f, D- заданная область допустимых условий.

Оценка доступности $A(\bar{f} \in D)$ определяется как среднее значение функции доступности на заданной пространственно-временной области [17]:

$$A(\bar{f} \in D) = \frac{1}{V_{T,S}} \int_{T,S} \varphi(D) dt, ds \,, \qquad (1.11)$$

где $V_{T,S}$ - объем (площадь, протяженность и т.д.) области (T, S).

В зависимости от области осреднения можно различать:

- локальную доступность – осреднение на заданном временном интервале для фиксированной пространственной точки S;
- региональную доступность – осреднение на заданных временном интервале и пространственной области;
- глобальную доступность – осреднение на всем временном интервале геометрической повторяемости системы и по всей поверхности Земли и околоземном слое;
- широтную (долготную) доступность – осреднение на заданном временном интервале на долготе $\lambda = 0° - 360°$(широте) при заданной широте (долготе).

Из приведенного определения доступности следует, что для однозначного понимания термина «доступность» необходимо указывать:

- вид контролируемых функций,
- условия, выполнимость которых контролируется,
- пространственно-временную область, на которой осредняется функция доступности.

Априорная оценка доступности второго типа [17]. В каждой точке пространства S на заданном временном интервале T обобщенная доступность выполнения заданных условий оценивается по формуле [17]:

$$,A_{ov} = \sum_{k \in K} p_k \, A_k \qquad (1.12)$$

где

p_k - вероятность нахождения ОГ в k-ом состоянии (с отказами любой комбинации спутников);

A_k - доступность выполнения условий при нахождении ОГ в k-ом состоянии.

Вероятность отказов НКА зависят как от времени его работы, так и от большого числа других факторов, в том числе неконтролируемых. При этом для отдельной комбинации отказов НКА имеет место уникальная доступность. Число возможных состояний (комбинаций отказов) равно 2^N, где N – число НКА в ОГ. Решить такую задачу не представляется возможным и, поэтому, эта задача может быть решена решается при следующих допущениях:

1. Все спутники однотипны в том смысле, что имеют одинаковую вероятность отказа. Под вероятностью отказа понимается отношение ожидаемого времени вывода спутника из обслуживания (планируемые и случайные перерывы) на некотором временном интервале к продолжительности этого интервала;

2. Все множество состояний ОГ сводится к определенным состояниям, а именно:

- в полном составе,
- без одного спутника,
- без двух спутников,
- …
- все остальные состояния;

Соответственно в качестве доступностей выполнения оговоренных условий берутся средние значения доступностей при ОГ в полном составе, без одного, без двух и т.д. спутников. Формула для этого упрощенного варианта приобретает вид [17]:

$$,A_{ov} = \sum_{k=0}^{k} p_k\, A_k \qquad (1.13)$$

где $.P_4 = 1 - \sum_{i=0}^{k-1} p_k\, , A_{k4} \approx 0.2 \div 0.4$

Количество k слагаемых определяется с учетом требуемой точности оценки и конкретных значений вероятностей p_k .В том случае, если в качестве условий оценки доступности фигурируют только геометрические факторы, то доступность является системной характеристикой, т.к. доступность 1-го типа зависит только от параметров конкретной группировки, а доступность 2-го типа дополнительно от

параметров ОГ без конкретного числа нефункционирующих спутников и от характеристик надежности спутников.

При задании условий в виде граничного значения ошибки (или ошибок) доступность приобретает смысл потребительской характеристики, так как становится зависимой от всех тех внесистемных параметров, от которых зависит оценка точности и от чисто «потребительского» понимания достаточной точности навигации (порогового значения - d или области D). В этом смысле доступность, так же, как и показатель точности, может быть выбрана в качестве системного показателя качества ГНСС.

Непрерывность навигационного обслуживания потребителя ГНСС (непрерывность) [18] - способность глобальной навигационной спутниковой системы осуществлять навигационное обслуживание потребителей ГНСС в течение заданного интервала времени без отказов и перерывов.

В зависимости от области осреднения также можно различать:

- локальную непрерывность – осреднение на заданном временном интервале для фиксированной пространственной точки;
- региональную непрерывность – осреднение на заданных временном интервале и пространственной области;
- глобальную непрерывность – осреднение на всем интервале геометрической повторяемости системы и по всей поверхности Земли;
- широтную (долготную) непрерывность – осреднение на заданном временном интервале по долготе (широте).

Из определения непрерывности можно сделать вывод, что она и понятие доступности могут связаны между собой через численное значение доступности и интервалами ее прерывания.

Целостность ГНСС (целостность) [18] - способность глобальной навигационной спутниковой системы за заданный интервал времени и с заданной вероятностью обеспечивать потребителей ГНСС сигналами тревоги о

недостоверности навигационных сигналов ГНСС. Она включает в себя ряд показателей, характеризующих сохранность функциональных качество системы, существенных с точки зрения надежности получения навигационных услуг, а также способность системы компенсировать эти нарушения или своевременно оповещать о них потребителя.

Характеристиками, описывающими качество подсистемы контроля целостности являются [17]:

- уровень тревоги – пороговый уровень значений контролируемых параметров ГНСС и генерируемого ей навигационного поля, превышение которого недопустимо в смысле критического для данного пользователя нарушения качества навигации;
- время тревоги – время необходимое для оповещения потребителя о зарегистрированном нарушении штатного функционирования ГНСС (отсчитывается от момента возникновения нарушения);
- вероятность пропуска нарушения в работе ГНСС средствами подсистемы контроля целостности;
- вероятность ложного оповещения (формирования «сигнала тревоги») и передача его потребителю в случае фактического отсутствия нарушений в работе ГНСС.

Априорное оценивание ОГ ГНСС с точки зрения ее целостности возможно лишь с точки зрения анализа выполнения требований по точности, доступности и непрерывности при условии выведения одного или нескольких НКА из обслуживания.

Таким образом, обобщая вышесказанное, в качестве системных параметров, характеризующих выполнение функциональных требований к ОГ ВКК ГНСС можно выделить три основных, это:

- интегральная доступность – осредненная по времени величина доступности двух и более НКА ВКК в заданном районе
- гарантированная доступность – определяется видимостью 0, 1, 2 и более НКА ВКК за заданный промежуток времени в заданном районе;

- усредненное по времени улучшение мгновенного геометрического фактора дополненной ОГ по отношению к основной группировке ГНСС (далее «улучшение мгновенного геометрического фактора» или просто «улучшение DOP»)

Т.к. все вышеперечисленные параметры непосредственно связаны с положением потребителя навигационного сигнала, то их можно объединить одним понятием «Доступность», а удовлетворения их соответствующим требованиям – условиями доступности.

1.5 Постановка и методика решения задачи разработки облика орбитальной группировки дополнения ГНСС

Как было отмечено ранее, повышение конкурентоспособности ГЛОНАСС для приводит к необходимости увеличения доступности как российских, так и других потенциальных потребителей, находящихся, в частности, в странах БИМТЭК к большему числу навигационных космических аппаратов. Это может быть достигнуто как включением дополнительных НКА в существующую орбитальную группировку, так и использование для этих целей высокоорбитального сегмента.

Последнее может быть использовано, если речь идет о повышении функциональных возможностей региональных потребителей. В этом смысле можно считать, что повышении функциональных возможностей региональных потребителей тождественно решению задачи повышения конкурентоспособности ГЛОНАСС.

Таким образом, если речь идет о дополнении существующей орбитальной группировки высокоорбитальным сегментом, то одной из центральных задач является обоснование рационального орбитального размещения НКА, с учетом проведения, при необходимости, эффективных и экономичных маневров по поддержанию орбитальной структуры.

В качестве системных параметров (критериев), характеризующих степень обеспечения функциональных возможностей потребителей, будем использовать

доступность, которая включает в себя: геометрический фактор, интегральную и гарантированную доступность.

В качестве приоритетного региона примем территорию Российской Федерации и страны БИМТЭК (см. Рисунок 1.8), т.е. два полигона с вершинами:

- для Российской Федерации: (30° в.д., 90° с.ш.), (170° в.д., 50° с.ш.)
- для стран БИМТЭК: (72° в.д., 29° с.ш.), (109° в.д., 2° с.ш.)

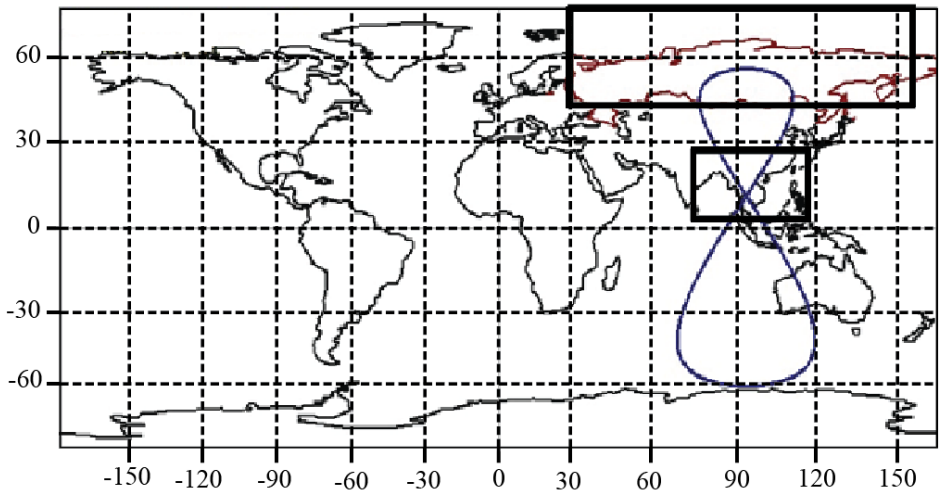


Рисунок 1.8 – Приоритетные регионы

Одним из наиболее распространенных подходов к решению поставленной задачи является метод последовательных приближений, использующий принцип “от простого к сложному”. Согласно этому методу проектирование орбитальной группировки спутниковой системы предполагается проводить в несколько этапов (итераций), используя на каждой последующей итерации все более точную модель системы.

1. Этап. Выбор рациональных параметров структуры орбитальной группировки ВКК.

В первом приближении спутниковая система рассматривается как идеальная. Предполагается, что возмущающие факторы (погрешности выведения, отказы, ошибки исполнения коррекций и др.) отсутствуют. Нет эволюции системы. Нет потребности в управлении. Предполагается также, что параметры спутников и бортовой аппаратуры известны. В этом случае задача проектирования спутниковой

системы сводится к выбору параметров орбитальной группировки из условия обеспечения требуемой целевой эффективности.

Решение задачи на данном этапе практически соответствует так называемому “классическому” подходу к проектированию спутниковой системы, когда чисто из геометрических соображений определяется так называемая “минимальная структура” орбитальной группировки, т.е. структура, содержащая минимально необходимое для наблюдения заданного района с требуемой периодичностью количество спутников (без учета возможного резервирования и необходимости восполнения системы в процессе ее эксплуатации).

Параметры структуры орбитальной группировки (в том числе трасс полета) вместе с классическими параметрами орбиты (большой полуосью (a) и драконическим периодом (T); эксцентриситетом (e) наклонением (i); аргументом перицентра (ω) долготой восходящего узла(Ω); средней аномалией (M_0) или аргументом широты, а также высотой апогея (H_a); высотой перигея (H_p) являются элементами, определяющими орбитальный сегмент ВКК.

Структуру орбитальной группировки определяют:

- общее число КА в ОГ МКА,
- число плоскостей в ОГ;
- количество трасс ОГ;
- число КА, как правило, равномерно проходящих по каждой трассе;
- географические долготы восходящих узлов (ГДВУ) каждой трассы (или долготы зенитных точек каждой трассы);
- параметры взаимной синхронизации – сдвиги аргументов широты (аномалий) движения КА из разных трасс.

Для ВКК являющегося региональным дополнением к ГНСС параметры структуры ОГ сведены в таблицу 1.5 [35].

Таблица 1.5 – Возможные параметры структуры ОГ ВКК

Количество трасс	1, 2
Число КА	4, 6
Число плоскостей	2 (по 2 или 3 КА), 3 (по 2 КА), 4 (по 1 КА), 6 (по 1 КА)
Число зенитных точек	1, 2
Значения географических долгот узлов (λ_Ω) или зенитных точек	(100º,100º), (60º,120º), (60º,130º), (60º,130º), (60º,140º), (50º,140º)

Значения прямого восхождения восходящего узла (Ω) плоскостей и аргументов широты в плоскостях определяется в соответствии со значениями зенитных точек трасс КА и временем их прохождения КА.

При этом, для анализ каждой структуры ОГ ВКК предлагается использование следующих рассчитываемых характеристик начального орбитального построения:

A. Трассы всех КА орбитальной группировки.
B. Доступность КА со стороны НКУ в режимах «И» и «ИЛИ». Режим «И» предполагает видимость КА одновременно со всех пунктов наземного комплекса управления (НКУ), режим «ИЛИ» - видимость КА хотя бы с одного пункта НКУ.
C. Анализ доступностей на первом витке.
D. Анализ доступностей по плоскостям орбит, предполагая, что первые три КА находятся в одной плоскостям, остальные – в другой. Это позволит определить улучшение доступности при развертывании ОГ.
E. Анализ доступности при поэтапном (1, 2, 3, 4, 5, 6) вводе КА в орбитальную группировку.
F. Анализ доступности КА ОГ без одного КА, который может быть выведен на техобслуживание.

Результатом этапа является сужение множества допустимых орбитальных группировок, представленных в таблице 1.5.

2. Этап. Анализ деградации выбранных номинальных структур группировок НКА под воздействием возмущающих факторов различного типа.

Одним из основных требований, предъявляемых к любой из вновь создаваемых или модернизуемых группировок КА, является обеспечение устойчивости параметров их орбит, при которой достигается минимизация энергетических затрат на построение и поддержание заданной структуры системы в течение всего времени ее активного существования [20, 37].

Нарушения структуры орбитальной группировки обусловлены следующими факторами [33, 37]:

- влияние на деградацию ОГ солнечного давления;
- влияние на деградацию ОГ аномалий геопотенциала Земли (ГПЗ);
- влияние на деградацию межспутниковых расстояний внутри плоскости гравитационных полей Луны и Солнца;
- влияние на деградацию межспутниковых расстояний ошибок установки КА в рабочую точку.

В общем случае, нарушения структуры орбитальной группировки могут быть сведены к следующим интегральным показателям [45, 46]:

- изменению относительного положения (межспутниковых расстояний) отдельных спутников в одной орбитальной плоскости (по аргументу широты, т.е. вдоль орбиты);
- фазовому расхождению спутников в различных плоскостях (иначе говоря, к относительным групповым сдвигам НКА в различных плоскостях);
- изменению ориентации каждой орбитальной плоскости относительно других за счет изменения наклонений и относительных значений положения узлов орбит (более строго – прямых восхождений восходящего узла).

Эти, в свою очередь приводит к деградации таких общесистемных параметров доступности.

Для компенсации влияния представленных факторов необходимо:

- провести анализ деградации выбранных номинальных структур;

- провести исследование пассивного метода по минимизации деградации ОГ за счет упреждающего подбора номинальных параметров группировок;
- разработать требования по активному поддержанию параметров орбитальных структур.

Методика анализа каждой структуры ОГ ВКК предполагает использование следующих интегральных характеристик:

A. Расчет параметров интегральной доступности на интервале моделирования.
B. Графическое представление параметров доступности для каждой точки заданного региона.
C. Графическое представление параметров доступности для каждой точки заданного региона в случае вывода одного НКА из группировки.
D. Учет влияние изменения численности в системе за счет возможных отказов спутников и соответствующего восполнения системы путем расчета параметров интегральной доступности для всех вариантов ОГ в зависимости от орбитальной обстановки:
   - функционируют все КА;
   - функционируют все КА, за исключением 1-го КА;
   - функционируют все КА, за исключением 4-го КА.

3. Этап. Определение стратегии проведения коррекций орбитальных параметров для обеспечения требований по поддержанию структуры группировок НКА.

Задачу о выборе управления коррекцией НКА можно отнести к числу наиболее сложных. Алгоритм управления коррекцией предполагает определение моментов t_j^k проведения коррекций орбиты j-го спутника (или интервалов между коррекциями τ_j^k) и величины корректирующих импульсов ΔV_{ij}. Последние зависят от изменений орбитальных параметров Δx_{ij} за счет коррекции, которые, в свою очередь, определяются тем, каковы орбитальные параметры перед коррекцией и какими они должны быть после нее.

Варианты ситуаций, когда необходима коррекция:

- абсолютное отклонение положения спутника на орбите от расчетного более допустимого (определяемого, например, предельным отклонением по времени пролета над заданной точкой);
- фактическое относительное положение соседних спутников таково, что нарушаются общесистемные требования.

Если нарушение требований к системе связано с абсолютным положением спутника, то необходимость в коррекции зависит только от начальных параметров орбиты спутника и их эволюции. Она никак не связана с численностью спутников в системе, поэтому задачи управления численностью и управления коррекцией можно рассматривать как независимые. В этом случае можно использовать так называемое «жесткое управление», при котором при нарушении некоторых заданных условий происходит коррекция орбитальных параметров, возвращающая спутники в расчетное положение. Такое управление наиболее применимо в тех случаях, когда ограничение накладывается на отклонение от расчетного абсолютного положения спутника.

Если же нарушения возникают из-за недопустимых отклонений в относительном положении спутников, то, очевидно, что чем больше спутников в группировке (или чем выше избыточность по сравнению с минимальной численностью), тем реже нарушаются условия доступности и тем реже нужна коррекция. В этом случае управление численностью НКА и коррекцией взаимосвязаны.

Несмотря на то, что в системном плане второй вариант формирования стратегии коррекций более предпочтителен, в случае нарушения требуемых условий их восстановление возможно различными путями, предполагающими построение новых вариантов орбитальной структуры группировки, которых может быть множество. Строго говоря, выбирать вариант управления при этом нужно, исходя из минимизации общесистемных показателей. Однако установить непосредственную связь между управлением на каждом шаге и выбранными нами показателями не представляется возможным, поэтому приходится возвращаться к «жесткому управлению».

Таким образом, задача разработки облика орбитальной группировки дополнения ГНСС обеспечивающей наилучшие характеристики спутниковой навигации региональной потребителей предполагает совместный выбор проектных параметров орбитальной группировки и стратегии коррекцией из условия максимальной доступности.

Это задача многокритериальной оптимизации, и ее непосредственное решение очень затруднено. Учитывая малую размерность векторного критерия «Доступность», для решения оптимизационной задачи может быть использован метод поиска решений с использованием принципа Парето, с помощью которого предлагается сузить множество альтернатив построения орбитальных группировок ВКК для дальнейшего более детального анализа.

Совокупность математических моделей в контексте решения поставленных задач должна позволить рассчитать параметры доступности навигационного сигнала с учетом дополнения ГЛОНАСС ВКК и определить стратегию поддержания орбитальной группировки. Для этого необходимо:

- сформировать модель эволюции орбиты НКА ОГ;
- исследовать пассивный метод по минимизации деградации ОГ за счет упреждающего подбора номинальных параметров ОГ;
- сформировать модели компенсации деградации номинальных орбитальных параметров.

1.6 Выводы по главе 1

Глава посвящена вопросам формализации задачи совершенствования структуры орбитальной группировки ГЛОНАСС с учетом требований региональных потребителей. При анализе как зарубежной системы GPS, так и российской ГЛОНАСС выявлены недостатки, которые, с точки зрения их конкурентоспособности в странах БИМТЭК, носят критический характер. К ним относятся, в том числе, проблемы с обеспечением требуемых уровней геометрического фактора, интегральной и гарантированной доступностей в

гористой местности, условиях городского каньона и плотной растительности при углах места более 25°.

В главе проведена декомпозиция ГНСС как сложной информационной организационно-технической системы, потребительских характеристик ее элементов и влияние на них структуры орбитальной группировки. Предложено провести анализ улучшения характеристик навигации региональных потребителей за счет развертывания дополнительного высокоорбитального сегмента.

Сформированы показатели качества, влияющие на выбор конкретного построения высокоорбитального космического комплекса, к которым, помимо улучшения мгновенного геометрического фактора, предложено добавить интегральную и гарантированную доступности.

Определена задача разработки облика орбитальной группировки дополнения ГНСС обеспечивающей наилучшие характеристики спутниковой навигации региональных потребителей как совместный выбор проектных параметров орбитальной группировки и стратегии коррекцией из условия максимальной доступности.

Предложена методика и этапы решения поставленной задачи, включающие в себя:

- выбор рациональных параметров структуры орбитальной группировки ВКК;
- проведение анализа деградации выбранных номинальных структур группировок НКА под воздействием возмущающих факторов различного типа;
- определение стратегии проведения коррекций орбитальных параметров для обеспечения требований по поддержанию структуры группировок НКА.

Глава 2. Математические модели орбитальной группировки

В контексте решения поставленной задачи набор математических моделей орбитальной группировки должен позволить сформировать модель эволюции орбиты НКА ОГ, исследовать пассивный метод по минимизации ее деградации за счет выбора номинальных параметров ОГ, а также определить варианты и характеристики компенсации ухудшения значений орбитальных параметров, приводящих к снижению показателей доступности системы в целом. Для этого необходимо сформировать:

- модель изменения орбиты НКА ВКК;
- модель расчета стратегии коррекций для поддержания номинальных параметров орбиты;
- модель прогноза возможных интервалов обмена данными между НКА и наземным комплексом управления;

Использование вышеперечисленных моделей позволит:

- провести сравнительный анализ построения ОГ ВКК и выбрать наиболее приемлемые, с точки зрения доступности, группировки;
- определить, для каждой из выбранных группировок, возможность использования пассивного метода для минимизации их деградации с точки зрения обеспечения параметров доступности;
- исследовать методы активной компенсации деградации орбитальных структур.

2.1 Модель движения в задаче определения и прогнозирования состояния НКА

2.1.1 Уравнения движения НКА

Любое моделирование движения КА предполагает предварительный выбор используемых координат. В нашем случае достаточно ограничиться следующими [6, 24, 25]:

- геоцентрическая экваториальная система координат
- гринвичская вращающаяся экваториальная система координат (ГрЭСК);
- связанная система координат;
- орбитальная система координат;
- элементы орбиты КА.

Данные системы, как и преобразования перехода хорошо известны и представлены, например в [38, 39, 55]

Уравнения движения НКА в оскулирующих элементах имеет вид [24, 25, 52, 53]:

$$
\begin{aligned}
&\frac{dp}{dt} = 2r\sqrt{\frac{p}{\mu}}\sum g_y \\
&\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}}\{sin\vartheta\sum g_x + [\cos\vartheta + \frac{r}{p}(\cos\vartheta\ + e)]\sum g_y\} \\
&\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r}{\sqrt{\mu p}}\frac{\sin u}{\sin i}\ \sum g_z \\
&\frac{di}{dt} = \frac{r}{\sqrt{\mu p}}\cos u\ \sum g_z \\
&\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} + \frac{\cos\vartheta}{e}\sqrt{\frac{p}{\mu}}\sum g_x - \frac{\sin\vartheta}{e}\left[1 + \frac{r}{p}\right)\sqrt{\frac{p}{\mu}}\ \sum g_y \\
&\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} - \frac{r}{\sqrt{\mu p}}\ \frac{\sin u}{\tan i}\ \sum g_z
\end{aligned}
\tag{2.1}
$$

где $r = \frac{p}{1+e\cos\varphi}$ - радиус-вектор НКА-центр Земли; μ = 398601,3км^3/с^2 – гравитационная постоянная Земли; $\sum g_x, \sum g_y, \sum g_z,$ - проекции ускорений (возмущающих и управляющих) на оси X_s, Y_t, Z_w $.., g_x, g_y$ и $g_{z,}$ - составляющие от функции возмущений *R* имеют следующий вид [52, 53]:

$$g_x = \frac{\partial R}{\partial r}\ ,$$
$$g_y = \frac{\cos u \sin i}{r\cos\varphi}\ \frac{\partial R}{\partial \varphi} + \frac{\cos i}{r cos^2\varphi}\ \frac{\partial R}{\partial \lambda}\ , \qquad (2.2)$$
$$g_z = \frac{\cos i}{r\cos\varphi}\frac{\partial R}{\partial \varphi} - \frac{\cos u \sin i}{r cos^2\varphi}\ \frac{\partial R}{\partial \lambda}$$

В силу их линейности относительно частных производных возмущающей функции $\frac{\partial R}{\partial r}, \frac{\partial R}{\partial \varphi}$ и $\frac{\partial R}{\partial \lambda}$, суммы проекций ускорений $\sum g_x, \sum g_y, \sum g_z$ можно записать в виде:

$$\Sigma g_x = \Sigma \frac{\partial R}{\partial r}\ ,$$
$$\Sigma g_y = \frac{\cos u \sin i}{r\cos\varphi}\Sigma\ \frac{\partial R}{\partial \varphi} + \frac{\cos i}{r cos^2\varphi}\Sigma\ \frac{\partial R}{\partial \lambda}\ , \qquad (2.3)$$
$$\Sigma g_z = \frac{\cos i}{r\cos\varphi}\Sigma\frac{\partial R}{\partial \varphi} - \frac{\cos u \sin i}{r cos^2\varphi}\Sigma\ \frac{\partial R}{\partial \lambda}$$

2.1.2 Невозмущенное движение

При отсутствии возмущений ($\sum g_x = \sum g_y = \sum g_z = 0$)орбитальные параметры p, e, Ω и i остаются неизменными, а для ϑ и u справедливы следующие соотношения [37]:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2}, \qquad (2.4)$$

в результате, для расчета номинального (невозмущенного) движения необходимо интегрировать только два уравнения.

2.1.3 Модель гравитационного поля Земли

Если рассмотреть географическую точку на поверхности Земли с координатами *r, φ, λ*, то, в соответствии с рекомендациями Международного

астрономического союза, для представления потенциала притяжения Земли можно использовать его разложение по сферическим функциям [37, 52, 53]:

$$U = \frac{\mu}{r}\left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} C_{n0} \quad \left(\frac{R_Э}{r}\right)^n P_n(\sin\varphi) + \right.$$
$$\left. \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\left(\frac{R_Э}{r}\right)^n P_{nm}(\sin\varphi)(C_{nm}\cos m\lambda + d_{nm}\sin m\lambda)\right], \qquad (2.5)$$

в котором $R_э = 6378{,}14$КМ – средний экваториальный радиус Земли, c_{n0}, c_{nm}, d_{nm} – безразмерные коэффициенты, зависящие от формы и распределения масс внутри Земли, $P_n(\sin\varphi)$ – полиномы Лежандра порядка n; $P_{nm}(\sin\varphi)$ – присоединенные функции Лежандра порядка n и индекса m; φ, λ – геоцентрическая широта и гринвичская долгота соответственно.

Частные производные возмущающей части потенциала притяжения Земли ΔU имеют следующий вид [37, 52, 53]:

$$\frac{\partial \Delta U}{\partial r} = \sum_{n=2}^{\infty} c_{n0}\frac{\mu R_э^n (n+1)}{r^{n+2}} P_n(\sin\varphi) + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n} -\frac{\mu R_э^n (n+1)}{r^{n+2}} P_{nm}(\sin\varphi)(c_{nm}\cos m\lambda + d_{nm}\sin m\lambda),$$
$$\frac{\partial \Delta U}{\partial \varphi} = -\sum_{n=2}^{\infty} c_{n0}\frac{\mu R_э^n \cos\varphi}{r^{n+1}}\frac{\partial P_n(\sin\varphi)}{\partial \sin\varphi} + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\frac{\mu R_э^n \cos\varphi}{r^{n+1}}\frac{\partial P_{nm}(\sin\varphi)}{\partial \sin\varphi}(c_{nm}\cos m\lambda + d_{nm}\sin m\lambda), \qquad (2.6)$$
$$\frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda} = \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\frac{\mu R_э^n m}{r^{n+1}} P_{nm}(\sin\varphi)(-c_{nm}\sin m\lambda + d_{nm}\cos m\lambda).$$

Учитывая, что

$$\alpha = \Omega + arctg(tg\,u\cos i), \quad (\alpha - \Omega)\ \textit{лежит в одной четверти с } u$$
$$\delta = \arcsin(\sin u \sin i)$$
$$\alpha = S + \lambda \qquad (2.7)$$
$$\delta = \varphi$$

Можно определить широту и долготу φ и λ ,:

$$\varphi = \arcsin(\sin u \sin i)$$
$$\lambda = \Omega - S + arctg(tg\,u\cos i), \qquad (2.8)$$
$$(\lambda - \Omega + S)\ \textit{лежит в одной четверти с } u$$

S определяется по формуле Ньюкома для эпохи 12 часов 1 января 2000 г. [37, 52, 53]:

$$S_0 = 101{,}25228375^\circ + 36000{,}77005361^\circ t + 3{,}879333333333^\circ \cdot 10^{-4} t^2$$
$$S = S_0 + M(1 + 0.002737903) \qquad (2.9)$$

Коэффициенты c_{nm}, d_{nm} задаются таблично. Так например, для гармоник до шестого порядка включительно их значения представлены в таблице 2.1 [37, 52, 53]:

Таблица 2.1 – Значения коэффициентов c_{nm}, d_{nm} первых гармоник до шестого порядка

$c_{10} = c_{11} = d_{11} = 0$

n	***M***	c_{nm}	d_{nm}	***n***	***m***	c_{nm}	d_{nm}
2	0	$1{,}0826\cdot10^{-3}$	-	5	1	$-4{,}5958\cdot10^{-8}$	$-6{,}8485\cdot10^{-8}$
2	2	$1{,}5362\cdot10^{-6}$	$-8{,}8149\cdot10^{-7}$	5	2	$9{,}6889\cdot10^{-8}$	$6{,}4588\cdot10^{-8}$
3	0	$-2{,}5410\cdot10^{-6}$	-	5	3	$-1{,}9302\cdot10^{-8}$	$-5{,}3972\cdot10^{-9}$
3	1	$2{,}1578\cdot10^{-6}$	$2{,}4127\cdot10^{-7}$	5	4	$-9{,}0188\cdot10^{-10}$	$-3{,}5344\cdot10^{-10}$
3	2	$2{,}6584\cdot10^{-7}$	$-2{,}5795\cdot10^{-7}$	5	5	$3{,}4363\cdot10^{-10}$	$-2{,}1382\cdot10^{-9}$
3	3	$6{,}8343\cdot10^{-8}$	$2{,}1311\cdot10^{-7}$	6	0	$5{,}5201\cdot10^{-7}$	-
4	0	$-1{,}6180\cdot10^{-6}$	-	6	1	$-5{,}6780\cdot10^{-8}$	$1{,}3970\cdot10^{-8}$
4	1	$-4{,}9093\cdot10^{-7}$	$-4{,}5670\cdot10^{-7}$	6	2	$3{,}0690\cdot10^{-9}$	$-5{,}0575\cdot10^{-7}$
4	2	$7{,}6688\cdot10^{-8}$	$1{,}5021\cdot10^{-7}$	6	3	$9{,}1517\cdot10^{-11}$	$6{,}0242\cdot10^{-10}$
4	3	$6{,}2092\cdot10^{-8}$	$-7{,}1254\cdot10^{-9}$	6	4	$-3{,}7866\cdot10^{-10}$	$-1{,}1469\cdot10^{-9}$
4	4	$-2{,}2211\cdot10^{-9}$	$7{,}5348\cdot10^{-9}$	6	5	$-1{,}0899\cdot10^{-10}$	$-4{,}9202\cdot10^{-10}$
5	0	$-2{,}2800\cdot10^{-7}$	-	6	6	$-6{,}7881\cdot10^{-12}$	$-6{,}1337\cdot10^{-11}$

Полиномы Лежандра порядка n и их производные по x [12]:

$$P_n(x) = \sum_{k=0}^{E\left(\frac{n}{2}\right)} (-1)^k \frac{(2n-2k)!}{2^n k!(n-k)!(n-2k)!}(x)^{n-2k} \qquad (2.10)$$

где $E(x)$ – целая часть числа x,

$$\frac{\partial P_n(x)}{\partial x} = \sum_{k=0}^{E\left(\frac{n-1}{2}\right)} (-1)^k \frac{(2n-2k)!}{2^n k!(n-k)!(n-2k-1)!}(x)^{n-2k-1} \qquad (2.11)$$

Присоединенные функции Лежандра порядка n индекса m и их производные по x [12]:

$$P_{nm}(x)=\left(1-x^2\right)^{\frac{m}{2}}\sum_{k=0}^{E\left(\frac{n-m}{2}\right)}(-1)^k\frac{(2n-2k)!}{2^n k!(n-m-2k)!(n-k)!}(x)^{n-m-2k}$$

$$\frac{\partial P_{nm}(x)}{\partial x}=\frac{mx}{x^2-1}P_{nm}(x)+\left(1-x^2\right)^{\frac{m}{2}}\sum_{k=0}^{E\left(\frac{n-m-1}{2}\right)}(-1)^k\frac{(2n-2k)!}{2^n k!(n-m-2k-1)!(n-k)!}(x)^{n-m-2k-1} \quad (2.12)$$

2.1.4 Гравитационные возмущения от Луны и Солнца

В рамках данной работы будем рассматривать Луну и Солнце как материальные точки, тогда функция возмущений имеет вид [37, 52, 53]:

$$R_j=\frac{\mu_j}{r_j}\sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{r}{r_j}\right)^n P_n(\cos\theta_j)\ , \quad (2.13)$$

где, $\cos\theta_j=\sin\delta\ \sin\delta_j+\cos\delta\ \cos\delta_j\ \cos(\alpha-\alpha_j)$, μ_j- произведение гравитационной постоянной на массу j-го возмущающего тела, r_j- расстояние от центра Земли до возмущающего тела δ,α и δ_j,α_j - склонение и прямое восхождение спутника и возмущающего тела.

Для расчета частных производных от $R_j(x,y,z,t)$ по X_R, Y_T, Z_N можно воспользоваться формулами [37, 52, 53]:

$$\frac{\partial R_j}{\partial r}=\frac{\mu_j}{r_j}\sum_{n=2}^{m}\frac{nr^{n+1}}{r_j^n}P_n(\cos\theta_j),$$

$$\frac{\partial R_j}{\partial \varphi}=\frac{\mu_j}{r_j}\sum_{n=2}^{m}\left(\frac{r}{r_j}\right)^n\frac{\partial P_n(\cos\theta_j)}{\partial\cos\theta_j}\frac{\partial\cos\theta_j}{\partial\varphi}, \quad (2.14)$$

$$\frac{\partial R_j}{\partial \lambda}=\frac{\mu_j}{r_j}\sum_{n=2}^{m}\left(\frac{r}{r_j}\right)^n\frac{\partial P_n(\cos\theta_j)}{\partial\cos\theta_j}\frac{\partial\cos\theta_j}{\partial\lambda}.$$

$$\frac{\partial\cos\theta_j}{\partial\varphi}=\cos\delta\sin\delta_j-\sin\delta\cos\delta_j\cos(\alpha-\alpha_j),$$

$$\frac{\partial\cos\theta_j}{\partial\lambda}=-\cos\delta\cos\delta_j\sin(\alpha-\alpha_j).$$

Формулы для вычислений координат Солнца и Луны будут представлены ниже.

2.1.5 Модель влияния солнечного света

Характерной особенностью орбит ВКК является наблюдаемость Солнца и существенно малое влияние земной атмосферы. Это позволяет существенно упростить модель введя предположение о постоянстве коэффициента отражения и площади отражаемой поверхности НКА. В силу того, что расстояние Земля→НКА значительно меньше чем Земля→Солнце (r_3), то возмущения, вызванные влиянием давления солнечного света можно представить как [37, 52, 53]:

$$R = -K_c S_c q_c \frac{\tilde{r}_3^{\,2} r}{r_3^2} \cos\theta \tag{2.15}$$

где K_c – коэффициент отражения космического аппарата; S_c – отношение проекции площади отражающей поверхности на нормаль к направлению светового потока, к массе спутника; q_c – световое давление в районе орбиты Земли; (r_3) средний радиус орбиты Земли.

Для расчета частных производных от R по X_R, Y_T, Z_N можно воспользоваться формулами [37, 52, 53]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial R}{\partial r} &= -K_c S_c q_c \frac{\tilde{r}_3^{\,2}}{\tilde{r}_3^{\,2}} \cos\theta, \\ \frac{\partial R}{\partial \varphi} &= -K_c S_c q_c \frac{\tilde{r}_3^{\,2} r}{\tilde{r}_3^{\,2}} \frac{\partial \cos\theta}{\partial \varphi}, \\ \frac{\partial R}{\partial \lambda} &= -K_c S_c q_c \frac{\tilde{r}_3^{\,2} r}{\tilde{r}_3^{\,2}} \frac{\partial \cos\theta}{\partial \lambda}, \end{aligned} \tag{2.16}$$

где $\frac{\partial \cos\theta}{\partial \varphi}$ и $\frac{\partial \cos\theta}{\partial \lambda}$ определены ранее.

Это применимо, если выполняются условия освещенности - НКА расположен вне цилиндра, радиуса равного радиусу Земли и осью, совпадающей с направлением Земля→Солнце, а именно [37, 52, 53]:

$$\cos\varphi = A\cos\vartheta + B\sin\vartheta \geq 0 \text{ или } \Phi_T < 0,$$

При этом условие нахождения в тени (уравнение тени) имеет вид [13]:

$$\Phi_T = a_3^2(1+e\cos\vartheta)^2 + p^2(A\cos\vartheta + B\sin\vartheta)^2 - p^2 \qquad (2.17)$$

где $A = \dfrac{X_C p_x + Y_C p_y + Z_C p_z}{(X_C^2 + Y_C^2 + Z_C^2)^{1/2}}$; $\quad B = \dfrac{X_C q_x + Y_C q_y + Z_C q_z}{(X_C^2 + Y_C^2 + Z_C^2)^{1/2}}$.

Для A и B, после преобразований, справедливо [37, 52, 53]:

$$\begin{aligned}
&X_C = r_C \cos\lambda_C \\
&Y_C = r_C \sin\lambda_C \cos\varepsilon \\
&Z_C = r_C \sin\lambda_C \sin\varepsilon \\
&r_C = (X_C^2 + Y_C^2 + Z_C^2)^{1/2} \\
&\Rightarrow A = p_x \cos\lambda_C + p_y \sin\lambda_C \cos\varepsilon + p_z \sin\lambda_C \sin\varepsilon; \\
&\quad B = q_x \cos\lambda_C + q_y \sin\lambda_C \cos\varepsilon + q_z \sin\lambda_C \sin\varepsilon \\
&p_x = \cos\omega\cos\Omega - \sin\omega\sin\Omega\cos i; \\
&p_y = \cos\omega\sin\Omega + \sin\omega\cos\Omega\cos i; \\
&p_z = \sin\omega\sin i; \\
&q_x = -\sin\omega\cos\Omega - \cos\omega\sin\Omega\cos i; \\
&q_y = -\sin\omega\sin\Omega + \cos\omega\cos\Omega\cos i; \\
&q_z = \cos\omega\sin i
\end{aligned} \qquad (2.18)$$

2.1.6 Расчет координат Луны и Солнца

Координаты Солнца в эклиптической системе задаются следующим образом [13]:

$$\begin{aligned}
&\lambda_C = \omega_C + \vartheta_C, \\
&\beta_C = 0, \\
&r_C = \frac{a_C(1-e_C^2)}{1+e_C\cos\vartheta_C},
\end{aligned} \qquad (2.19)$$

где

$$\begin{aligned}
&\omega_C = L - D - l' \\
&e_C = 0{,}01675104 - 0{,}0000418t \\
&\vartheta_C = M_C + 2e_C \sin M_C + 5e_C^2 \sin 2M_C \\
&M_C = l' \\
&a_C = 149{,}5 \cdot 10^6\, км
\end{aligned}$$

L, D, l' – фундаментальные астрономические аргументы, для определения которых можно воспользоваться формулами [13]:

$$\begin{aligned} L &= 0{,}7512060108 + 1336{,}85523095t - 0{,}00314815\cdot 10^{-3}t^2 \\ D &= 0{,}9742707948 + 1236{,}8530950463t - 0{,}00398919\cdot 10^{-3}t^2 \\ l' &= 0{,}9957662037 + 99{,}9973604167t - 0{,}00041667\cdot 10^{-3}t^2 \end{aligned} \qquad (2.20)$$

где t – время, отсчитываемое в юлианских столетиях от эпохи 1900 года.

Координаты Солнца в гринвичской экваториальной системе координат можно записать как:

$$\begin{aligned} X_C &= r_C \cos\lambda_C \\ Y_C &= r_C \sin\lambda_C \cos\varepsilon \\ Z_C &= r_C \sin\lambda_C \sin\varepsilon \end{aligned}$$

где угол наклона эклиптики можно рассчитать по формуле:

$$\varepsilon = 23°27'8{,}2849'' + 46{,}8093''t + 0{,}0059''t^2 - 0{,}00183''t^3$$

В уравнениях (2.13) для расчета координат Луны можно воспользоваться усредненными координатами [13] с учетом вращения линий узлов и апсид:

$$\begin{aligned} \Omega_Л &= 259°10'59{,}79'' - 1934°08'31{,}23''t + 7{,}48''t^2 + 0{,}008''t^3 \\ \omega_Л &= 75°08'46{,}61'' + 6003°10'33{,}75''t - 44{,}65''t^2 - 0{,}053''t^3 \end{aligned} \qquad (2.21)$$

где t – юлианская дата и время.

Полярные координаты Луны можно вычислить как [13]:

$$\begin{aligned} & E - e\sin E = M: \quad E_{k+1} = M + e\sin E_k, \quad E_0 = M, \\ & M = \frac{2\pi}{T}(t-\tau); \\ & \tan\frac{\vartheta}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\tan\frac{E}{2} \\ & \sin\beta_Л = \sin i_Л \sin(\omega_Л + \vartheta_л) \\ & \tan(\lambda_Л - \Omega_Л) = \cos i_Л \tan(\omega_Л + \vartheta_Л) \\ & r_Л = \frac{a_Л(1-e_Л^2)}{1+e_Л\cos\vartheta_Л} \end{aligned} \qquad (2.22)$$

$(\lambda_Л - \Omega_Л)$ и $(\omega_Л + \vartheta_Л)$ находятся в одном квадранте.

рассчитываются ее координаты гринвичской экваториальной системе координат [13]:

$$X_Л = r_Л \cos\beta_Л \cos\lambda_Л$$
$$Y_Л = r_Л(\cos\beta_Л \sin\lambda_Л \cos\varepsilon - \sin\beta_Л \sin\varepsilon) \qquad (2.23)$$
$$Z_Л = r_Л(\cos\beta_Л \sin\lambda_Л \sin\varepsilon + \sin\beta_Л \cos\varepsilon)$$

При расчетах можно использовать следующие константы:

$$\frac{2\pi}{T_Л} = n_Л = 2{,}661699489 \cdot 10^{-6}\, рад/с$$
$$a_Л = 384400\, км$$
$$e_Л = 0{,}0549005$$
$$i_Л = 5°08'43{,}5''$$

2.1.7 Модель управляющего воздействия

Ориентацию вектора управляющего воздействия (вектора тяги) корректирующей двигательной установки (КДУ) P в пространстве будем задавать в орбитальной связанной системе координат $ORTN$ углами β и γ (см. Рисунок 2.1).

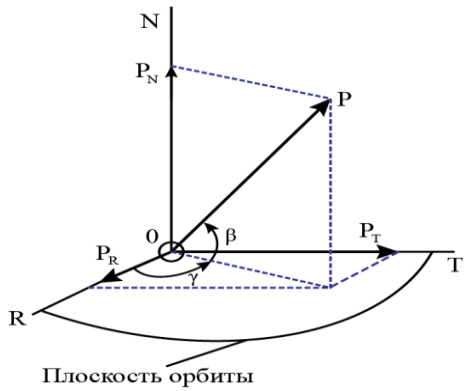


Рисунок 2.1 – Пространственный вектор тяги

Проекции вектора тяги на оси координат равны:

$P_R = P\cos\beta\cos\gamma$, $P_T = P\cos\beta\sin\gamma$, $P_N = P\sin\beta$, где P – модуль вектора тяги.

Будем считать, что на каждом временном интервале с включенным двигателем величина тяги и ее направление постоянны, т.е. $\beta=\beta_k$, $\gamma=\gamma_k$. С учетом возможных аддитивных вариаций направления тяги $\delta\beta = \delta\beta_k, \delta\gamma = \delta\gamma_k$ можно считать, что:

$$P_R = P(\cos\beta_k \cos\gamma_k - \delta\beta_k \sin\beta_k \cos\gamma_k - \delta\gamma_k \cos\beta_k \sin\gamma_k)$$
$$P_T = P(\cos\beta_k \sin\gamma_k - \delta\beta_k \sin\beta_k \sin\gamma_k - \delta\gamma_k \cos\beta_k \cos\gamma_k) \qquad (2.24)$$
$$P_N = P(\sin\beta_k + \delta\beta_k \cos\beta_k)$$

где β_k, γ_k – номинальные углы, $\delta\beta_k, \delta\gamma_k$– ошибки ориентации вектора тяги.

Или в матричной форме:

$$\mathbf{P} = P(\mathbf{P}_k + \mathbf{M}_k \mathbf{v}_k) \tag{2.25}$$

где $\mathbf{P}^T = \left(P_R \;\; \mathrm{P_T} \;\; \mathrm{P_N}\right)$ – вектор тяги на k-м активном участке в орбитальной системе координат;

$$\mathbf{P}_k = \begin{pmatrix} \cos\beta_k \cos\gamma_k \\ \cos\beta_k \sin\gamma_k \\ \sin\beta_k \end{pmatrix}, \; \mathbf{M}_k = \begin{pmatrix} -\sin\beta_k \cos\gamma_k & -\cos\beta_k \sin\gamma_k \\ -\sin\beta_k \sin\gamma_k & -\cos\beta_k \cos\gamma_k \\ \cos\beta_k & 0 \end{pmatrix}, \; \mathbf{v}_k = \begin{pmatrix} \delta\beta_k \\ \delta\gamma_k \end{pmatrix} \tag{2.26}$$

где P_k - номинальный единичный вектор тяги (орт ориентации), v_k – вектор вариации P_k.

Тяга двигателя P_k, равна произведению удельного импульса на расход массы топлива (рабочего тела). Ошибки реализации удельного импульса и расхода рабочего тела можно учесть. Тогда [32]:

$$P = \left(c_k + \delta c_k\right)\left(J_k + \delta J_k\right) \cong P_k + \delta P_k \tag{2.27}$$

где $\delta P_k = J_k \delta c_k + c_k \delta J_k$ – ошибка в реализации удельного импульса; c_k – номинальный расход массы топлива; J_k – номинальный удельный импульс; $P_k = c_k J_k$ – номинальная тяга.

В силу того, что масса израсходованного рабочего тела мала по сравнению с массой НКА и отличается от расчетной на величину δm_k, а тяга постоянна с точностью до ошибки δP_k, то формируемое управляющее ускорение можно рассчитать по формуле

$$f_{pk} = \frac{P_k}{m_k} = \frac{P_k + \delta P_k}{m_k + \delta m_k}.$$

После линеаризации в окрестности номинальных значений тяги и массы имеем:

$$f_{pk} = f_k\left(1+\frac{\delta m_k}{m_k}+\frac{\delta P_k}{P_k}\right) = f_k\left(1+\mu_k\right) \tag{2.28}$$

где $f_k = \dfrac{P_k}{m_k}$ – номинальное ускорение; $\mu_k = \dfrac{\delta m_k}{m_k}+\dfrac{\delta P_k}{P_k}$ – мультипликативная случайная ошибка тяги.

Если в формулах (2.1)-(2.3) ускорению от тяги двигателя поставить индекс *j=1*, то модель вектора $\Delta\mathbf{G}_{1k}$ ускорения от тяги на *k*-м активном участке следующая из (2.25) и (2.28) примет вид:

$$\Delta\mathbf{G}_{1k} = \begin{pmatrix}\Delta g_{1R}\\ \Delta g_{1T}\\ \Delta g_{1N}\end{pmatrix}_k = f_k\left(1+\mu_k\right)\left(\mathbf{P}_k+\mathbf{M}_k\boldsymbol{\nu}_k\right) \tag{2.29}$$

Уравнение (2.29) можно представить в векторной форме [30, 32]:

$$\Delta\mathbf{G}_{1k} = \mathbf{F}_k(\mathbf{1}+\boldsymbol{\mu}_k)+\boldsymbol{\eta}_k \tag{2.30}$$

где $\mathbf{F}_k = f_k\mathbf{P}_k$ – номинальное ускорение вдоль вектора P_k; $\boldsymbol{\eta}_k = f_k\mathbf{M}_k\boldsymbol{\nu}_k$ – аддитивная ошибка в направлении F_k.

Введем предположение, что в (2.30) все случайные факторы являются гауссовскими центрированными, то статистические характеристики мультипликативного и аддитивного возмущений можно вычислить по формулам

$$\begin{gathered} M\left[\mu_k\right]=0,\quad \sigma_{\mu k} = \sqrt{\frac{\sigma_{mk}^2}{m_k^2}+\frac{\sigma_{Pk}^2}{P_k^2}} \\ M\left[\eta_k\right]=0,\quad D_\eta = M\left[\eta_k\eta_k^T\right] = f_k^2 M_k D_{\nu k} M_k^T, \end{gathered} \tag{2.31}$$

где $D_{\nu k}$ – корреляционная матрица вектора ошибок ориентации ν_k.

2.2 Модели проведения орбитальных коррекций

Орбитальные коррекции бывают:

- коррекции ошибок выведения,
- поддержание требуемых параметров орбиты,

- маневры изменения высоты (для эллиптических орбит – высоты перигея).

В нашем случае можно ограничиться рассмотрением последних двух моделей, так как первая производится однократно, сразу после выведения. В п.1.3 предложено использовать следующие типовые орбиты НКА ВКК:

- круговые;
- эллиптические.

Можно выделить следующие методы, позволяющие обеспечить требования по доступности:

- активные, предполагающие выполнение маневров НКА и задействование корректирующей ДУ;
- пассивные, позволяющие обеспечить параметры доступности за счет формирование начальных параметров орбит с «упреждением», учитывая их эволюцию;
- объединение обоих методов.

Определяющими возмущениями для орбит типа QZSS, M15 и ГСНО долгопериодические возмущения ГДВУ трасс, вековые возмущения эксцентриситета, аргумента перицентра, наклонения и абсолютной долготы восходящего узла являются определяющими [30, 32].

Изменение эксцентриситета зависит от начальных условий: даты и инерциальной долготы восходящего узла орбитальной плоскости. Возможны различные варианты монотонной эволюции эксцентриситета: убывание, возрастание или практическая неизменность. С учетом свойства изменения эксцентриситета, его коррекцию целесообразно планировать для орбит, у которых он монотонно возрастает и комбинировать это с пассивным упреждением. Сам же пассивный метод удержания эксцентриситета предполагает выведение НКА на орбиту, эксцентриситет которой при эволюции стремится к номинальному. При достижении им номинального значения проводится активная коррекция.

Для коррекции аргумента широты перигея определяющим фактором является эксцентриситет номинальной орбиты группировки. Поэтому для его удержания применяют технологию, аналогичную удержанию эксцентриситета, т.е.

используя комбинацию пассивного упреждения с последующей коррекцией возврата на левую (или правую) границу.

Местом приложения корректирующего импульса при коррекции периода обращения или эксцентриситета является апогей или в перигей.

Для изменения значения эксцентриситета проводят два включения двигательной установки. Это делается для сохранения драконического периода обращения при постоянстве аргумента перигея.

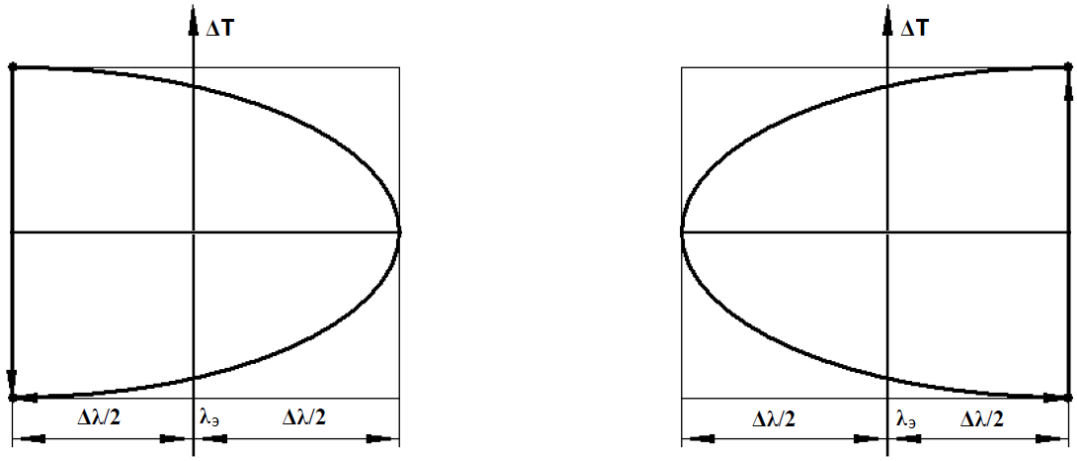
Импульс скорости при коррекции аргумента перигея прикладывается в точках орбиты с истинной аномалией $\pm 90^0$. Для поддержания драконического периода обращения с обеспечением постоянства эксцентриситета сама коррекция предполагает два включения КДУ.

Существенное влияние на характеристики доступности ВКК ГНСС оказывает смещение ГДВУ трасс НКА. Это определяет обязательность включения в стратегию управления удержания ГДВУ в заданном интервале, границы которого определяются на этапе анализа эволюции НКА ОГ. Эта стратегия подразумевает использование активного метода управления. Способы удержания в основном сводятся к удержанию гринвичских долгот восходящих узлов орбит $\lambda_э$ в заданном ограниченном диапазоне $\Delta\lambda_э$, который определяет возможные колебания трасс полета.

Для НКА ВКК, находящихся на выбранных в п. 1.3 орбитах, характерно наличие долгопериодических колебаний гринвичской долготы восходящего узла $\lambda_э$ относительно долгот устойчивого равновесия $\lambda_{ст}^{opt}$ [30, 32]. Минимум долгопериодических колебаний для КА на высокоэллиптических орбитах имеет место для ГДВУ 68° в.д. и 112°з.д., а для КА на геостационарных орбитах – 75,3°в.д., 104,7°з.д., 165,3°в.д., и 14,7°з.д. Эти позиции характерны тем, что НКА на орбитах с периодом обращения, равным звездным суткам или их половине сохраняют высокую стабильность трасс.

В случае, если ГДВУ НКА $\lambda_э$ орбиты в номинальном положении отлична от долготы устойчивого равновесия, то в течении некоторого времени сохраняется условие пребывания трассы НКА в диапазоне $\lambda_э \pm \Delta\lambda$. Из-за нецентральности

гравитационного поля Земли, а также различного рода ошибок, в том числе и выведения НКА в заданную орбитальную позицию, происходит смещение ГДВУ в западном или восточном направлении. Для каждого диапазона $(\lambda_э - \Delta\lambda,\ \lambda_э + \Delta\lambda)$ существует множество фазовых траекторий, отличающихся значением долготы при значении драконического периода обращения, равном стабильному. На рисунке 2.2 представлены варианты фазовых траекторий при различном расположении ГДВУ НКА относительно точек устойчивого равновесия [24, 30].



а) б)

Рисунок 2.2 – Фазовая траектория для процесса коррекции долготы восходящего узла: а) $\lambda_э > \lambda_{ст}^{opt}$ б) $\lambda_э < \lambda_{ст}^{opt}$

Стратегией обеспечения стабильности трассы в заданном диапазоне ГДВУ является корректировка драконического периода обращения на одной из границ диапазона: левой, если $\lambda_э > \lambda_{ст}^{opt}$ или правой, если $\lambda_э < \lambda_{ст}^{opt}$. 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, по результатам проведенного анализа можно сказать, что для обеспечения постоянства трасс НКА ВКК определение стратегии управления подразумевает решение следующих задач – коррекция высоты перигея орбиты и коррекция драконического периода обращения.

Решение поставленных задач возможно как в детерминированной, так и стохастической постановках и должно содержать информацию о моментах начала

и окончания проведения коррекции, на основе которых можно оценить требуемые запасы характеристической скорости на всем интервале активного существования НКА.

При дальнейшем рассмотрении алгоритмов управления будем считать, что на НКА возможно разделить задачи изменения формы (период обращения, большой полуоси, долготы восходящего узла и т.п.) и ориентации (наклонения) орбиты. В силу того, что программа изменения наклонения хорошо известна и зависит от его прогнозируемого ухода, в рамках данной работы последнюю задачу рассматривать не будем. Требуемые запасы характеристической скорости можно рассчитать, используя формулу [37]:

$$V_x(i) = V_{\text{кр}}\, sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right)$$

2.2.1 Обеспечение стабильности трассы путем проведения орбитальных коррекций

Основным фактором, приводящем к изменению ГДВУ и, как следствие, дрейфу трассы НКА является возмущение геопотенциала, вызванное наличием в его разложении гармоник с индексами (2,0) и (2,2). Если, с учетом этого, проинтегрировать систему уравнений возмущенного движения (2.1), то для конкретного типа орбиты, начальных значений номинального периода обращения и величины ГДВУ можно определить продолжительность интервала между коррекциями и величину, на которую необходимо изменить драконический период обращения [7, 30]. В этом случае, длительность пассивного участка между коррекциями равна времени движения НКА до возвращения к границе, а требуемое приращение периода обращения ΔT_K после коррекции – удвоенному значению периода обращения на границе с наибольшим периодом, что позволит уменьшить число коррекций НКА и, тем самым, увеличить продолжительность работы НКА по предназначении за время его активного существования.

1. Период обращения. Период обращения и большая полуось связаны между собой [24, 32, 37]:

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{K}}. \tag{2.32}$$

то для приращения текущего периода обращения НКА T_1 до значения $T_1 + \Delta T$ необходимо выполнить коррекцию, проведение которой изменит большую полуось на величину Δa. Из (2.32):

$$T_1 + \Delta T = 2\pi\sqrt{\frac{(a_1 + \Delta a)^3}{K}}, \tag{2.33}$$

получаем приращение ΔT:

$$\Delta T = 2\pi\sqrt{\frac{(a_1 + \Delta a)^3}{K}} - T_1. \tag{2.34}$$

Приращение периода обращения напрямую связано с увеличением или уменьшением большой полуоси. Это требует наличия обратной связи между приращением большой полуоси и приращением периода. т.е. $\Delta a = \Delta a(\Delta T)$. Для этого воспользуемся формулой (2.33):

$$\frac{(T_1 + \Delta T)^2}{(2\pi)^2} = \frac{(a_1 + \Delta a)^3}{K},$$

$$a_1 + \Delta a = \sqrt[3]{\frac{K(T_1 + \Delta T)^2}{(2\pi)^2}} = \sqrt[3]{\frac{KT_1^2}{(2\pi)^2}\left(1 + \frac{\Delta T}{T_1}\right)^2}.$$

т.к.

$$\frac{KT_1^2}{(2\pi)^2} = a_1^3.$$

то формулу для расчета можно записать:

$$\frac{\Delta a}{a_1} = \left(1 + \frac{\Delta T}{T_1}\right)^{\frac{2}{3}} - 1. \tag{2.35}$$

с уравнениями связей:

$$\Delta a = a_1\left[\left(1+\frac{\Delta T}{T_1}\right)^{\frac{2}{3}}-1\right],$$
$$\frac{p_2}{1+e_2\cos\upsilon_2}=\frac{p_1}{1+e_1\cos\upsilon_1}. \qquad (2.36)$$

В задаче об изменениях периода обращения функция импульса является функцией двух переменных, т.к. включает в себя неопределенные параметры (p_2, e_2, υ_1, υ_2). Выберем в качестве переменных истинную аномалию и фокальный параметр. При этом эксцентриситет орбиты можно записать в виде функции от p_2 и a_2:

$$e_2=\sqrt{1-\frac{p_2}{a_2}}.$$

Из-за громоздкости функции импульса $\Delta V(p_2,\upsilon_1)$, для упрощения, примем в качестве варьируемых параметров истинную аномалию υ_1 и угол α_1 между вектором $\Delta\vec{V}$ и трансверсалью. В свою очередь, υ_1 и α_1 связаны с величиной скорости через большую полуось [24, 32, 37]

$$V_2^2=\frac{2K}{r_1}-\frac{K}{a_2} \quad \text{или} \quad \frac{K}{a_2}=\frac{2K}{r_1}-V_2^2. \qquad (2.37)$$

Остановимся на соотношении $\frac{K}{a_2}=f(\upsilon_1,\alpha_1)$. Раскроем формулы для составляющих скорости $V_{2\tau}$, и V_{2r}. До приложения импульса в точке с истинной аномалией υ_1 имеем:

$$V_{1\tau}=\sqrt{\frac{K}{p_1}}(1+e_1\cos\upsilon_1), V_{1r}=\sqrt{\frac{K}{p_1}}e_1\sin\upsilon_1 \qquad (2.38)$$

После приложения импульса в той же точке орбиты будем иметь

$$\left.\begin{aligned} V_{2\tau} &= \sqrt{\frac{K}{p_1}}(1+e_1\cos\upsilon_1)+\Delta V\cos\alpha_1 \\ V_{2r} &= \sqrt{\frac{K}{p_1}}e_1\sin\upsilon_1+\Delta V\sin\alpha_1 \end{aligned}\right\}. \qquad (2.39)$$

Подставляя компоненты скорости (2.38–2.39) в формулу (2.37), получим [37, 52]

$$\frac{K}{a_2}=\frac{2K}{r_1}\left[\sqrt{\frac{K}{p_1}}(1+e_1\cos\upsilon_1)+\Delta V\cos\alpha_1\right]^2-\left[\sqrt{\frac{K}{p_1}}e_1\sin\upsilon_1+\Delta V\sin\alpha_1\right]^2=$$

$$=\frac{2K}{p_1}(1+e_1\cos\upsilon_1)-\frac{K}{p_1}(1+e_1\cos\upsilon_1)^2+2\sqrt{\frac{K}{p_1}}(1+e_1\cos\upsilon_1)\Delta V\cos\alpha_1+$$

$$+\Delta V^2\cos^2\alpha_1-\frac{K}{p_1}e_1^2\sin^2\upsilon_1+2\sqrt{\frac{K}{p_1}}e_1\sin\upsilon_1\Delta V\sin\upsilon_1-\Delta V^2\sin^2\alpha_1=$$

$$=\frac{2K}{p_1}+\frac{2K}{p_1}e_1\cos\upsilon_1-\frac{K}{p_1}-2\frac{K}{p_1}\cos\upsilon_1-\frac{K}{p_1}e_1^2\cos^2\upsilon_1-\frac{K}{p_1}e_1^2\sin^2\upsilon_1-$$

$$-\Delta V^2-2\sqrt{\frac{K}{p_1}}[(1+e_1\cos\upsilon_1)\cos\alpha_1+e_1\sin\upsilon_1\sin\alpha_1]\Delta V,$$

откуда после упрощений будем иметь

$$\frac{K}{a}=\frac{K}{a_1}-\Delta V^2-2\sqrt{\frac{K}{p_1}}[(1+e_1\cos\upsilon_1)\cos\alpha_1+e_1\sin\upsilon_1\sin\alpha_1]\Delta V \qquad (2.40)$$

При фиксированном значении ΔV можно получить различное значение большой полуоси a_2 в зависимости от υ_1 и α_1. Нас интересует такое сочетание параметров υ_1 и α_1, при котором имеет место наибольшее значение большой полуоси.

Для отыскания энергетически оптимального маневра исследуем функцию $\frac{K}{a}(\upsilon_1,\alpha_1)$ на экстремум. Экстремальные уравнения при этом имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} &\frac{\partial\left(\frac{K}{a}\right)}{\partial\upsilon_1}=-2\sqrt{\frac{K}{p_1}}e_1\Delta V(\cos\upsilon_1\sin\alpha_1-\sin\upsilon_1\sin\alpha_1)=0, \\ &\frac{\partial\left(\frac{K}{a}\right)}{\partial\alpha_1}=2\sqrt{\frac{K}{p_1}}\Delta V(e_1\sin\upsilon_1\cos\alpha_1-(1+e_1\cos\upsilon_1)\sin\alpha_1)=0, \end{aligned} \qquad (2.41)$$

или после упрощения

$$\left.\begin{aligned} sin(\alpha_1 - \upsilon_1) = 0, \\ e_1\, sin(\alpha_1 - \upsilon_1) + sin\,\alpha_1 = 0 \end{aligned}\right\}. \qquad (2.42)$$

Из последнего соотношения можно сделать вывод, что $sin\,\alpha_1 = 0$ и искомый управляющий импульс направлен по трансверсали. В таком случае α_1 должен быть нулевым или равен π. При этом равенство нулю $\alpha_1 = 0$ характеризует увеличению скорости (энергии), $\alpha_1 = \pi$, соответственно ее снижению. Из соотношений (2.41) следует, что скорость υ_1 также должна быть нулевой, либо π. Момент приложения импульса скорости (перицентр ($\upsilon_1 = 0$) или апоцентр ($\upsilon_1 = \pi$)) уравнениями (2.42) уравнениями не определяется.

Дважды продифференцируем функцию $\frac{K}{a}$:

$$\left.\begin{aligned} \frac{\partial^2(\frac{K}{a})}{\partial \upsilon_1^2} = \sqrt{\frac{K}{p_1}}\, e_1 \Delta V\, cos(\alpha_1 - \upsilon_1) = A \\ \frac{\partial^2(\frac{K}{a})}{\partial \upsilon_1 \partial \alpha_1} = -2\sqrt{\frac{K}{p_1}}\, e_1 \Delta V\, cos(\alpha_1 - \upsilon_1) = B \\ \frac{\partial^2(\frac{K}{a})}{\partial {\alpha_1}^2} = 2\sqrt{\frac{K}{p_1}}\, \Delta V[e_1\, cos(\alpha_1 - \upsilon_1) + cos\,\alpha_1] = C \end{aligned}\right\}. \qquad (2.43)$$

Тогда достаточным условием экстремума функции $\frac{K}{a}$ является неравенство

$$AC - B^2 > 0.$$

Максимуму функции $\frac{K}{a}$ соответствует A < 0, C < 0, а минимуму - A > 0, C > 0.

Необходимым условием максимума является трансверсальный импульс $\alpha_1 = \pi$ (тормозной импульс для уменьшения большой полуоси). При этом, необходимо выполнение достаточных условий:

$$\begin{aligned} cos(\alpha_1 - \upsilon_1) < 0, \\ e_1\, cos(\alpha_1 - \upsilon_1) + cos\,\alpha_1 < 0. \end{aligned} \qquad (2.44)$$

Эти условия корректны при $\upsilon_1 = 0$ и не могут быть выполнены при $\upsilon_1 = \pi$. Таким образом, для уменьшения большой полуоси наилучшей точкой приложения импульсного корректирующего воздействия является перицентр орбиты.

Для исследования ситуации, когда необходимо увеличить большую полуось необходимо найти минимум функции $\frac{K}{a}$. Тогда $\alpha_1 = 0$ и достаточные условия могут быть представлены:

$$cos(-\upsilon_1) > 0,$$
$$e_1\, cos(-\upsilon_1) + 1 > 0. \qquad (2.45)$$

(2.45) выполняются при $\upsilon_1 = 0$ и не выполняются при $\upsilon_1 = \pi$.

Таким образом, для формирования требуемых значений большой полуоси необходим орбитальный маневр в перицентре орбиты с использованием трансверсального импульса тяги. С учетом взаимосвязи большой полуоси и периода обращения НКА представленные выше формулы можно применять для расчета маневра по формированию требуемого периода обращения НКА.

2. Эксцентриситет. Эксцентриситет лрбиты влияет на параметры навигационного сигнала, поэтому его целесообразно держать в заданном диапазоне $e \in [e_H, e_B]$. При этом, если рассмтривать НКА, размещенные в одной плоскости орбиты, то изменение эксцентриситета у них практически одинаковое и зависит от начальной инерциальной ДВУ –либо монотонно возрастает, либо также монотонно убывает. Иногда участки монотонного возрастания/убывания меняются на участки убывания/возростания. Знание характера изменения эксцентриситета конкретного НКА необходимо для формирования стратегии коррекции.

В этом случае можно предположить, что в начальный момент времени эксцентриситет НКА находится на одной из границ интервала удержания. С использованием уравнений для эволюции параметров орбиты НКА можно определить момент времени или номер витка N_2 НКА выйдет на другую границу интервала удержания. И так для каждой орбитальной плоскости. Для простоты, можно считать, что для каждого НКА в одной орбитальной плоскости этот момент одинаков. В конечном итоге становится необходимым изменить эксцентриситет орбиты на величину $\Delta e = e_B - e_H$

Между изменением эксцентриситета и трансверсальным импульсом КДУ существует связь:

$$\Delta e = \begin{cases} -(1-e_0)\left(\pm 2\dfrac{\Delta V_e}{V_A} + \dfrac{\Delta V_e^2}{V_A^2}\right) & \text{если коррекция в апогее} \\ (1+e_0)\left(\pm 2\dfrac{\Delta V_e}{V_П} + \dfrac{\Delta V_e^2}{V_П^2}\right) & \text{если коррекция в перигее} \end{cases} \tag{2.46}$$

где ΔV_e – приращение характеристической скорости;

V_A и $V_П$ – скорость в апоцентре (перицентре) в момент коррекции;

e_0 – начальный эксцентриситет орбиты.

Уравнения (2.46) можно использовать для расчета требуемой характеристической скорости изменения эксцентриситета.

Приращение характеристической скорости, при этом, можно расчитать по формуле [37, 52]:

$$\Delta V_e = 0.5\frac{\Delta e V_A}{1-e_0} \tag{2.47}$$

А количество коррекций эксцентриситета при условии $N_2 > 0$ можно считать как $N_e = \dfrac{3625}{N_2}$.

3. Аргумент перицентра. Подход к стабилизации аргумента перицентра ω в диапазоне $\omega \in [\omega_H, \omega_B]$ вцелом аналогичен стабилизации эксцентриситета. Основная цель – дать приращение аргументу перицентра по величине, равное $\Delta\omega = \omega_B - \omega_H$. Изменение перицентра 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 [37, 52]:

$$\Delta\omega = -\Delta\vartheta,$$

$$\Delta\vartheta = -\vartheta_0 + \arccos\frac{1}{e_0}\left[\frac{\left(\sin\delta_0 + \frac{\Delta V_\omega}{V_0}\right)^2}{\sin^2\delta_0}\left(1 + e_0\cos\vartheta_0\right) - 1\right] \tag{2.48}$$

где δ_0 – угол между радиус-вектором и вектором скорости НКА;

ϑ_0 – истинная аномалия в точке приложения импульса;

e_0 – эксцентриситет;

V_0 – скорость НКА в точке приложения импульса;

ΔV_ω – приращение характеристической скорости трансверсального импульса коррекции аргумента широты.

Равенство истинной аномалии 0.5π или 1.5π в точках приложения трансверсального импульса соответствует $\sin\delta_0 = 1$. Тогда модуль требуемой характеристической скорости равен [37, 52]:

$$\Delta V_\omega = 0.5 e_0 V_0 \sin\Delta\omega \tag{2.49}$$

Предположим, что в начальный момент времени аргумент широты НКА находится на одной из границ интервала удержании и начинает дрейфовать к другой границе. Тогда используя формулы для эволюции неуправляемого движения НКА можно найти момент времени или номер витка N_3 достижения противоположной границы. Для упрощения можно считать этот момент одним и темже для всех НКА, находящихся в одной орбитальной плоскости. Если дрейф НКА выводит ег на противоположную границу, то число коррекций аргумента широты определяется формулой $N_\omega = \frac{3625}{N_3}$.

2.2.2 Управление долготой восходящего узла

Другим способом определения стратегии коррекций ГДВУ, включающим в себя определение приращений характеристической скорости и оценки ее затрат на длительных интервалах времени, является подход, основанный на линеаризации

модели возмущенного движения НКА (2.1) в окрестности опорной орбиты и дальнейшим применением достаточных условий оптимальности для линейной дискретной стохастической системы. Это возможно, если выделить в (2.1) основных возмущений, основными из которых являются возмущения драконического периода под воздействиями резонанса с долготными членами разложения геопотенциала. Основными в нем являются составляющие гармоник с индексами (2,2,1,1). Приняв в качестве допущения достаточность учета только этих гармоник, то уравнения эволюции средней долготы и скорости дрейфа (периода обращения) образуют систему уравнений, которую можно рассматривать отдельно от остальных и добавить в него управляющее воздействие, рассмотренное в п. 2.1.7.

В этом случае уравнения управляемого изменения географической долготы восходящего узла и скорости дрейфа с учетом случайных ошибок формирования корректирующего ускорения можно представить в виде [30]:

$$\begin{aligned} y_{k+1} &= y_k + [\vartheta_k + (1+\mu_k)u_k]\Delta t_k + b_s \Delta t_k^2 + b_r \Delta t_k + \xi_{y_k} \\ \vartheta_{k+1} &= \vartheta_k + (1+\mu_k)u_k + 2b_s \Delta t_k + \xi_{\vartheta_k} \ ; \ k = \overline{1,N} \end{aligned} \qquad (2.50)$$

где k – индекс, соответствующий моменту начала проведения коррекции; N – число включений КДУ; $y_k = \Delta\lambda_к$ – отклонение ГДВУ от требуемого значения (в градусах); ϑ_k – быстрота изменения y_k ГДВУ (скорость); u_k – управляющее воздействие; μ_k – случайная ошибка, возникающая при формировании u_k; $\xi_{y_k}, \xi_{\vartheta_k}$ – случайные возмущения; b_s, b_r – не изменяются на отрезке времени Δt_k и рассчитываются по формулам:

$$b_r = -\frac{2(\Delta g_{rr} + \Delta g_{msr})}{V_0} \ ; b_s = -\frac{3\pi}{V_0}(\Delta g_{rs} + \Delta g_{mss}), \qquad (2.51)$$

где $\Delta g_{rr}, \Delta g_{rs}$ – проекции гравитационного возмущающего ускорения; $\Delta g_{msr}, \Delta g_{mss}$ – проекции осредненного на интервале Δt_k возмущающего ускорения от гравитационных полей Луны и Солнца.

Будем считать, что случайные внешние воздействия и характеристики корректирующей двигательной установки нам известны и для $\mu_{k,}\xi_{y_k}, \xi_{\vartheta_k}$ статистические характеристики:

$$\mathrm{M}[\mu_k] = \mathrm{M}\left[\xi_{y_k}\right] = \mathrm{M}\left[\xi_{\vartheta_k}\right] = 0,\ \mathrm{M}\left[\xi_{yk}^2\right] = \sigma_{yk}^2,\ \mathrm{M}[\xi_{\upsilon k}^2] = \sigma_{\upsilon k}^2,\ \ \mathrm{M}\left[\xi_{y_k}\xi_{\vartheta_k}\right] = K_k;\ \mathrm{M}[\mu_k^2] = \sigma_k^2$$

Систему уравнений для ГДВУ и скорости дрейфа (2.50) можно записать в матричном виде:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k[(1+\mu_k)u_k] + D_k + \xi_k \qquad (2.52)$$

где κ – число шагов; x_k – n-мерный вектор состояния системы; u_k – m -мерный вектор управления; A_k – квадратная матрица размером *nxn;* B_k – прямоугольная матрица размером *nxm;*D_k – неслучайный вектор размером *n;* μ_k – мультипликативная ошибка управления; ξ_k – вектор ошибок прогноза вектора состояния x_{k+1};

$$x_k = (y_k\vartheta_k)^T, \xi_k = \left(\xi_{y_k}\xi_{\vartheta_k}\right)^T, A_k = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t_k \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, B_k = \begin{pmatrix} \Delta t_k \\ 1 \end{pmatrix},$$
$$D_k = \Delta t_k \begin{pmatrix} b_r + b_s\Delta t_k \\ 2b_s \end{pmatrix} \qquad (2.53)$$

Особенностью предложенной модели является одновременное присутствие как мультипликативных, так и аддитивных случайных ξ_k и неслучайных D_k возмущений.

Традиционно, для задачи управления подобного типа, используется ограничение в виде [71]:

$$M[x_{N+1}^T \lambda x_{N+1}] \le F^* \qquad (2.54)$$

Так как (2.50) является результатом линеаризации системы уравнений (2.1), то в качестве критерия, характеризующего конечную точность можно принять классический терминальный критерий с известной положительно определенной матрицей λ [14]:

$$J = \min_{\{u_k\}} M[x_{N+1}^T \lambda x_{N+1}]. \qquad (2.55)$$

В результате получаем классическую постановку задачи выбора последовательности коррекций $\{u_k(x_k), k = \overline{1,N}\}$, позволяющей осуществить перевод НКА из заданного начального положения x_0 в требуемое конечное x_{N+1} обеспечивающей минимум выбранного критерия (2.55).

Введем предположением о том, что по результатам траекторный измерений оценки вектора состояния x_k нам известны. В этом случае требуемую последовательность коррекций можно определить с использованием достаточных условий оптимальности. Функция будущих потерь в нашем случае можно представить в виде соотношению [14]:

$$R_k(x_k) = \min M[R_{k+1}(x_{k+1})/x_k, u_k] \tag{2.56}$$

для которого краевое условие равно:

$$R_{N+1}(x_{N+1}) = x_{N+1}^T \lambda x_{N+1} \tag{2.57}$$

Если ввести предположение о том, что функция будущих потерь (2.56) удовлетворяет условию:

$$R_k(x_k) = x_k^T \lambda x_k + G_k^T x_k + c_k, \tag{2.58}$$

то структура оптимального управления представляет собой смещенную на величину d_k линейную функцию с коэффициентом обратной связи L_k:

$$u_k = -L_k x_k - d_k \tag{2.59}$$

L_k и d_k рассчитываются по рекуррентным формулам:

$$\begin{aligned}
&L_k = \gamma_k^{-1} B_k^T \lambda_{k+1} A_k, \\
&d_k = \gamma_k^{-1} B_k^T (\lambda_{k+1} D_k + G_{k+1}), \\
&\gamma_k = (1 + \sigma_k^2) B_k^T \lambda_{k+1} B_k, \\
&\lambda_k = A_k^T \lambda_{k+1} A_k - L_k^T \gamma_k L_k, \\
&G_k = A_k^T \lambda_{k+1} D_k + A_k^T G_{k+1} - \gamma_k d_k L_k^T, \\
&c_k = c_{k+1} + sp[F_k^T \lambda_{k+1} F_k K_k] + D_k^T \lambda_{k+1} D_k - \gamma_k d_k^2 + 2G_{k+1}^T D_k
\end{aligned} \tag{2.60}$$

для получения коэффициентов обратной связи и смещения в момент времени *N+1* должны выполняться условия:

$$\lambda_{N+1} = \lambda; \;\; G_{N+1} = 0; \;\; c_{N+1} = 0\,. \tag{2.61}$$

Как видно из уравнений (2.60) и (2.61) все входящие в них коэффициенты заранее известны и зависят только от моментных характеристик случайных возмущений, а систематическая составляющая аддитивных возмущений парируется за счет появления коэффициента смещения d_k.

Для расчета стратегии коррекций (периодичности коррекций НКА, их длительности и интервале удержания географической долготы восходящего узла) можно воспользоваться законом управления (2.59).

Введем допущение о том, что на всем интервале моделирования НКА находится внутри допустимых ограничений. Тогда, с учетом эффекта, описанного в начале раздела 2.2 (см. Рисунок 2.2) для того, чтобы НКА постоянно возвращался на границу ГДВУ (находился в состоянии фиктивного равновесия) будет достаточно многократного проведения коррекций с расчетами по формулам (2.58) – (2.61) каждый раз считая в них *N=1*. Интервалы Δt между такими коррекциями рассчитываются заранее по формулам прогноза возмущенного движения (2.1) из условия:

$$|y_k(\Delta t_k)| \leq \Delta\lambda_{max}, \tag{2.62}$$

где $\Delta\lambda_{max}$ – ограничение на интервал удержания по долготе.

Для *N=1* и считая матрицу λ симметричной с известными элементами $\lambda_{11,}\lambda_{12,}\lambda_{22}$, в формулах (2.58) – (2.61) можно рассчитать поэлементные соотношения определения соответствующих компонент коэффициентов обратной связи и смещения (2.60):

$$L_y = (\Delta t_k + \chi_2)(1 + \sigma_k^2)^{-1}(\Delta t_k^2 + 2\chi_2\Delta t_k + \chi_1)^{-1}, \tag{2.63}$$

$$L_\vartheta = (1 + \sigma_k^2)^{-1},$$

$$d = [\Delta t_k^2(b_r + b_s\Delta t_k) + \chi_2\Delta t_k(3b_s\Delta t_k + b_r) + 2b_s\Delta t_k\chi_1](1 + \sigma_k^2)^{-1}(\Delta t_k^2 + 2\chi_2\Delta t_k + \chi_1)^{-1}$$

здесь

$$\chi_2 = \frac{\lambda_{12}}{\lambda_{11}}\chi_1 = \frac{\lambda_{22}}{\lambda_{11}},$$

Учитывая это выражение для управления имеет вид:

$$u = -L_y y - L_\vartheta\vartheta - d \tag{2.64}$$

Легко заметить, что полученное управление является функцией от $\Delta t_k, \chi_1, \chi_2$, которые непосредственно влияют на амплитуду изменения ГДВУ и скорость дрейфа. При этом, сама по себе скорость дрейфа нам не интересна, главное – выполнение требований по ГДВУ. С учетом этого можно приравнять

коэффициенты λ_{12} и λ_{22} нулю и, тем самым, формально сняв ограничение на скорость дрейфа после коррекции. Тогда (2.64) примет вид

$$u_k = -(1+\sigma_k^2)^{-1}\left[\frac{y_k}{\Delta t_k} + \vartheta_k + \left(b_r + b_s\Delta t_k\right)\right] \tag{2.65}$$

В случае многократного проведения коррекций с расчетом управления по формуле (2.65) просто зафиксируем Δt_k и подставим (2.65) в (2.50). В этом случае (2.50) примет вид:

$$x_{k+1} = \tilde{A}x_k + \tilde{C}, \tag{2.66}$$

где

$$\begin{aligned} \tilde{A} &= \begin{bmatrix} 1 - L_y\Delta t_k(1+\mu_k) & \Delta t_k[1 - L_\vartheta(1+\mu_k)] \\ -L_y(1+\mu_k) & 1 - L_\vartheta(1+\mu_k) \end{bmatrix} \\ \tilde{C} &= \begin{bmatrix} b_r\Delta t_k + b_s\Delta t_k^2 - d\Delta t_k(1+\mu_k) \\ 2b_s\Delta t_k - d(1+\mu_k) \end{bmatrix} + \xi_k \end{aligned} \tag{2.67}$$

Последние соотношения позволяют управлять амплитудой колебаний долготы восходящего узла. Действительно, если рассмотреть все «предельные» трассы, у которых

$$\mu_k \in \{0,\ \mu_{max},\ \mu_{min}\};\ \xi \in \{0,\ \xi_{max},\ \xi_{min}\}, \tag{2.68}$$

то, матрицы $\tilde{A}$ и $\tilde{C}$ будут состоять из постоянных коэффициентов и соотношения (2.66) можно записать как:

$$x_k = \tilde{A}^{(k)}x_0 + \left(\sum_{j=0}^{k-1}\tilde{A}^{(j)}\right)\tilde{C}, \tag{2.69}$$

где $\tilde{A}^{(k)} = \tilde{A}\ \cdot \tilde{A} \cdot \ldots \cdot \tilde{A}$ k разовое произведение), $\tilde{A}^{(0)} = E$.

Соответственно если считать, что $k \to \infty$, то предел x^* при условии заданных μ_k и ξ_k, из набора (2.68)

$$x_k^* = \lim_{k\to\infty}\left(\tilde{A}^{(k)}x_0 + \left(\sum_{j=0}^{k-1}\tilde{A}^{(j)}\right)\tilde{C}\right)\ . \tag{2.70}$$

будет соответствовать положению НКА в конце интервала моделирования.

Условием наличия предельных циклов как на рисунке 2.2 является существование предела в (2.70). Он, в свою очередь, существует если корни характеристического уравнения матрицы по модулю меньше единицы:

$$|\nu_s| < 1,\ s = 1{,}2. \tag{2.71}$$

Если это выполняется, то в установившемся режиме для x*справедливо:

$$x^* = \left(E - \tilde{A}\right)^{-1}\tilde{C} \qquad (2.72)$$

Последнее соотношение (2.72) позволяет не только рассчитать ГДВУ и скорость дрейфа при многократном проведении коррекций, но и оценить характеристики предельных циклов их изменения в зависимости от интервалов времени между коррекциями Δt_k.

С другой стороны, если периодичность коррекций Δt_k определена, то используя связь u_k с периодом обращения НКА можно оценить требуемые трансверсальные приращения характеристической скорости $\Delta \mathrm{V}$:

$$\Delta \mathrm{V} = 3\Delta \mathrm{T} \mathrm{V}_{\mathrm{a}} \mu^{-1} \qquad (2.73)$$

и продолжительность коррекций.

2.3 Общий подход к формированию моделей расчета параметров доступности

Особенностью решения поставленной задачи является многократное проведение расчетов на основе определения векторов-состояний НКА орбитальных группировок ГЛОНАСС и ВКК для разных моментов времени. Это требует многократного интегрирования уравнений движения как для высокоточного прогнозирования (п. 2.1), так и оценки времени проведения коррекций орбиты НКА (п. 2.2). Это приводит к необходимости правильной организации процессов вычислений.

2.3.1 Плановое техническое обслуживание НКА

Если обобщить результаты, полученные в п.п. 2.1-2.2, то модели движения совокупности НКА ОГ ГЛОНАСС и ВКК представляют собой модели высокоточного прогнозирования векторов состояния (п. 2.2) на фоне которых производятся периодические коррекции поддержания трассы НКА. После выполнения маневров удержания нужно время для успокоения и уточнения эфемерид НКА (см. Рисунок 2.3). Время, требуемое для проведения коррекций, успокоения и уточнения эфемерид определяет интервалы планового технического

обслуживания НКА. Расчеты проводятся в пунктах наземного контура управления (НКУ), расположенных на территории Российской Федерации.

Для определения интервалов планового технического обслуживания для каждого НКА ОГ ВКК необходимо рассчитать (см. Рисунок 2.3):

- множество векторов состояния НКА на момент времени начала неуправляемого движения $\{ t^{2}_{iорб} \}$:
- множество векторов состояния НКА на момент времени начала управляемого движения $\{ t^{1}_{iкор} \}$;
- множество векторов состояния НКА на момент времени завершения коррекций, а также их длительности $\{ \Delta t_{iTO} \}$;
- прогноз вектор-состояния НКА.

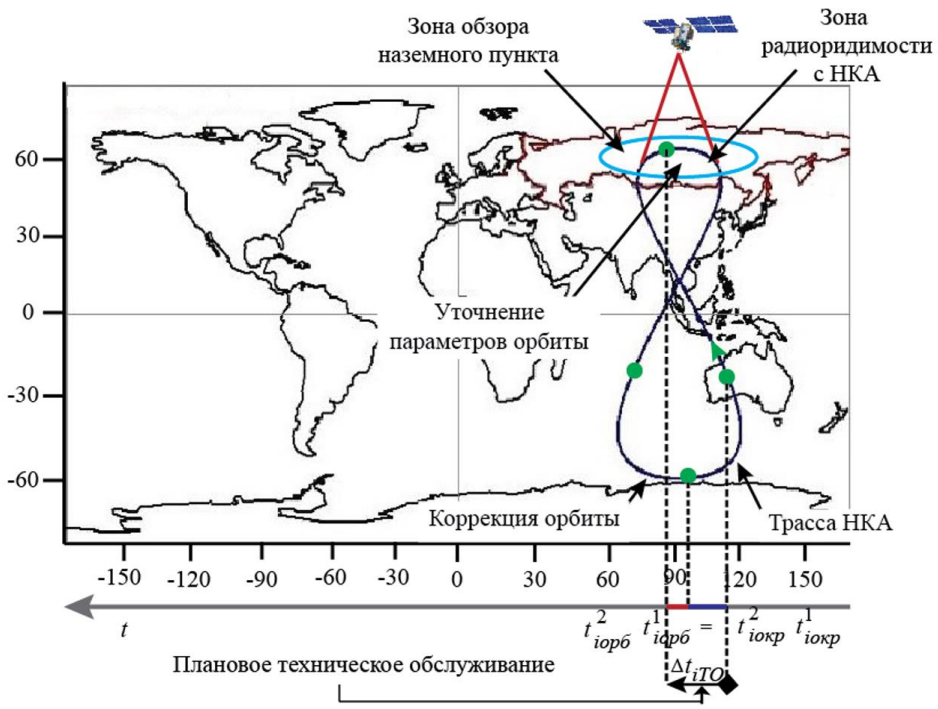


Рисунок 2.3 – Плановое техническое обслуживание НКА

Для ускорения проведения расчетов при компьютерном моделировании будем считать, что коррекции отрабатываются идеально и орбитальные параметры на момент их завершения нам точно известны. Тогда алгоритм расчетов, обеспечивающий достаточную точность прогноза, можно принять следующим:

1. С использованием расчетных формул п. 2.2.1 или 2.2.2 формируется стратегия коррекций (длительность и затраты характеристической скорости).

2. В начале интервалов вектор состояния считается известным и соответствующим параметрам требуемой орбиты.

3. Внутри интервалов решается задача высокоточного прогнозирования состояния КА с использованием моделей п.2.1.

4. Результаты прогнозирования вектора состояния, с заданной периодичностью, сохраняются в памяти, например, один раз за виток.

5. Для определения промежуточных значений параметров орбит используется их аппроксимация по Кеплеру.

2.3.2 Мгновенные навигационные определения

Мгновенные навигационные определения возможны, если в зоне видимости Потребителя находится достаточное количество НКА. В свою очередь НКА считается видимым, если выполняются следующие условия (см. Рисунок 2.4):

- НКА находится в зоне видимости аппаратуры потребителя;
- потребитель находится в зоне видимости аппаратуры КА.

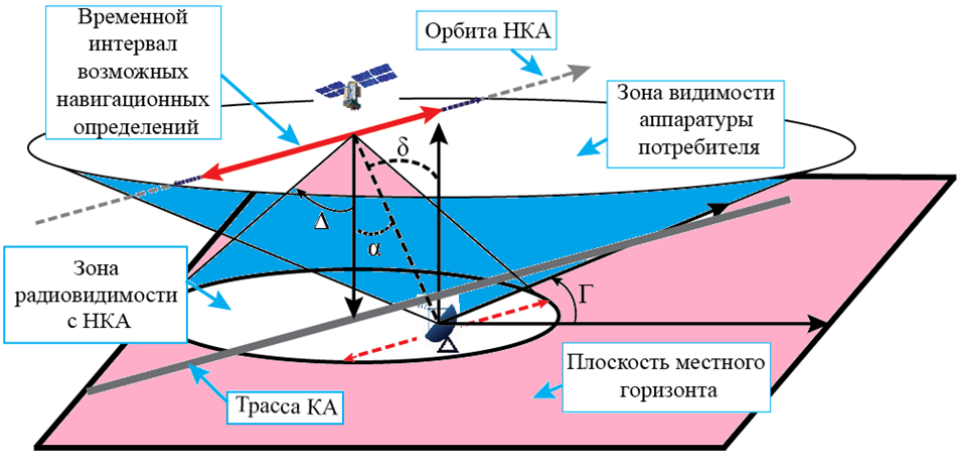


Рисунок 2.4 – Определение возможности видимости НКА

КА считается «видимым» потребителем на Земле, если угол между направлением на спутник из точки расположения Потребителя и плоскостью

местного горизонта (т.е. угол места $\delta(t)$) не меньше заданного $\delta(t) \geq \delta^*$ (рисунок 2.5).

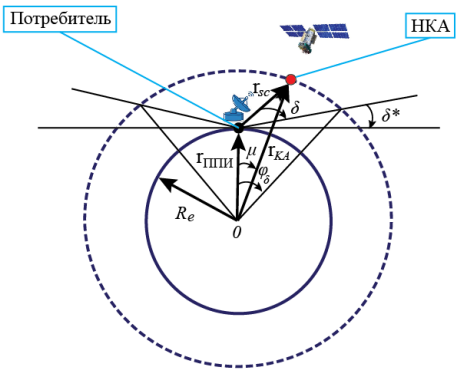


Рисунок 2.5 – Условие взаимной видимости НКА↔НКУ

Изменение угла места позволяет учесть рельеф местности, городскую застройку, вегетационный индекс местности и т.п. Условия радиовидимости могут быть сформулированы либо в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат, либо в географической СК.

Угловой геоцентрический радиус зоны обзора потребителя определяется выражением [27] (рисунок 2.5)

$$\varphi_\delta = arccos\left[R_E cos\delta^* / r_{KA}\right] - \delta^* \qquad (2.74)$$

Выражение для дальности D от Потребителя до НКА следует из теоремы косинусов

$$D = \sqrt{r_{KA}{}^2 + R_E{}^2 - 2r_{KA}R_E \cos\varphi} \qquad (2.75)$$

Угловое расстояние μ между потребителем и подспутниковой точкой находится из равенства

$$\cos\mu(t) = \sin\varphi(t)\sin\varphi_{ППИ} + \cos\varphi(t)\cos\varphi_{ППИ}\cos\left(\lambda(t) - \lambda_{ППИ}\right) \qquad (2.76)$$

где $\lambda(t)$, $\varphi(t)$ и $\lambda_{ППИ}$, $\varphi_{ППИ}$, – географические долгота и широта НКА и потребителя соответственно. Условие видимости НКА Потребителем имеет вид

$$\left[\mu(t) \leq \varphi_\delta\right] \qquad (2.77)$$

С другой стороны Потребитель находится внутри зоны радиовидимости КА с угловым радиусом ε, когда текущий геоцентрический угол ξ направления на Потребителя удовлетворяет неравенству (рисунок 2.6):

$$\varepsilon \leq \xi \tag{2.78}$$

в которых угловое расстояние ε вычисляется по формуле [27]

$$\varepsilon = arccos\frac{(r_{sc}, r_{KA})}{|r_{sc}||r_{KA}|} \tag{2.79}$$

где r_{sc} и r_{KA} – радиусы-векторы направления на Потребителя и центр Земли соответственно.

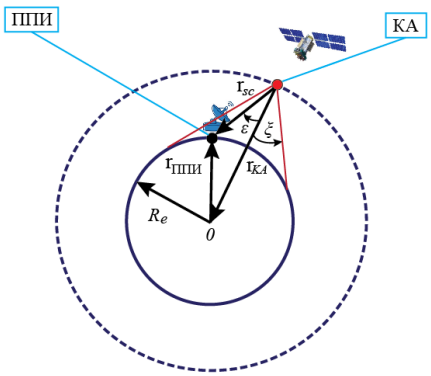


Рисунок 2.6 – Условие радиовидимости наземного пункта

Таким образом, общим условием радиовидимости является:

$$[\mu(t) \leq \varphi_\delta]\&[D(t) \leq D_{max}]\&[\varepsilon \leq \xi] \tag{2.80}$$

2.3.3 Сеансы связи с НКУ

Пусть m – номер пункта наземного контура управления (НКУ), M – общее число НКУ в составе наземной инфраструктуры, $m \in [1, 2, ..., M]$. Условия радиовидимости зависят от положения НКА на орбите и характеристик m-го НКУ, таких как:

- λ_m, φ_m – географические координаты наземного пункта (долгота, широта и, в некоторых случаях, высота),
- δ_m^* – минимального угла места,
- D_m^* – максимальная дальность, до которой может работать приемно-передающая аппаратура.

Помимо указанных дополнительно вводится характеристика булевского типа χ_{im} – переменная, отражающая принципиальную возможность связи *i*-го НКА с *m*-м НКУ и принимающая значение *true* только для тех НКУ, которые обеспечивают обслуживание *i*-го НКА.

В совокупности ОГ ВКК должна обеспечивать достаточную периодичность сеансов связи с НКУ. Границы моментов времени радиовидимости (t_{il}^1, t_{il}^2) задаются уравнениями

$$\mu(t_{il}^1) = \varphi_{\delta m}, \qquad \mu(t_{il}^2) = \varphi_{\delta m}, \quad t_{il}^1 < t_{il}^2, \quad m \in [1, 2, ..., M] \tag{2.81}$$

в которых используются долгота, широта и угловой радиус зоны радиовидимости *m*-го НКУ. Попутно контролируется выполнение условия по дальности и радиовидимости НКА→НКУ (2.80).

Все интервалы времени возможного радиообмена НКА↔НКУ составляют последовательность:

$$\left\{(t_{il}^1, t_{il}^2)\right\}, \quad i = \overline{1, \mathrm{i}^*}, \quad l = \overline{1, l_i^*}, \ , \tag{2.82}$$

где t_{il}^1 и t_{il}^2 - границы (время) начала и окончания возможного радиообмена; l_i^* - число возможных радиообменов *i*-го НКА на интервале $[0, T]$. На рисунке 2.4 интервал (t_{il}^1, t_{il}^2) соответствует сегменту трассы *i*-го НКА, расположенному в пределах зоны радиодоступности НКА↔НКУ.

Для последовательности (2.82) можно поставить в соответствие последовательность наземных пунктов НКУ в сквозной нумерации:

$$\left\{m_{il}\right\}, \quad i = \overline{1, i^*}, \quad l = \overline{1, l_i^*}, \quad m_{il} \in \{1, 2, ..., M\} \ , \tag{2.83}$$

где M – общее количество НКУ.

2.3.4 Методика расчета доступности

Для расчета параметров доступности (признак улучшение геометрического фактора, гарантированная и интегральная доступности, глава 1) необходимо определять процент времени на заданном интервале, в течение которого эти факторы или их составляющие, рассчитанные по НКА, используемым по целевому

назначению, не превышает заданного значения для любой точки в зоне действия системы.

Исходными данными при этом являются:

- эталонные $X_Э, Y_Э, Z_Э$, штатные $X_{ШТ}, Y_{ШТ}, Z_{ШТ}$, либо иные координаты НКА ГЛОНАСС или ВКК в условной земной системе координат,
- признаки пригодности НКА к использованию C_n, переданные в составе навигационных сообщений альманахов системы,
- признаки пригодности к использованию B_n (l_n), переданные в составе навигационных сообщений эфемерид НКА,

Рассчитываемыми параметрами на основе которых определяются параметры доступности Потребителя являются:

- мгновенный геометрический фактор;
- мгновенная доступность навигационного поля,
- максимальный перерыв навигации,
- среднее значение доступности навигационного поля на произвольном интервале;

Определение параметров доступности навигации на интервале от $T_н$ до $T_к$ производится с шагом по времени ΔT не более 5 минут и с шагом по широте B и долготе L не более 1 градуса. В соответствии с определением при расчете доступности навигации учитываются только НКА ГНСС пригодные к использованию. Определение доступности может проводиться как для всей поверхности Земли, так и для некоторого заданного минимальными и максимальными значениями широты B_{MIN}, B_{MAX} и долготы L_{MIN}, L_{MAX} региона. При расчете доступности по территории используются следующие значения:

- для Российской Федерации: (30° в.д., 90° с.ш.), (170° в.д., 50° с.ш.)
- для стран БИМТЭК: (72° в.д., 29° с.ш.), (109° в.д., 2° с.ш.)

Число узлов по широте N_B и долготе N_L определяется исходя из максимальных значений широты и долготы. При расчете по всей поверхности

Земли с шагом 1 градус $N_B = 180, N_L = 360$. Число эпох N_T определяется интервалом и шагом расчета. При расчете на суточном интервале с шагом 5 минут $N_T = 288$.

Для каждой точки с координатами B_J, L_K на каждую эпоху T_I по всем пригодным к использованию НКА ГНСС углах места более заданных (5°, 25° и 40°) определяется признак улучшения пространственного геометрического фактора PDOP, которое используется для расчета мгновенной доступности навигации δ_{JK}^I.

$$\delta_{JK}^I = \begin{cases} 1, при\ PDOP \le PDOP_{тр} \\ 0, при\ PDOP > PDOP_{тр} \end{cases}, \quad I = 1, N_T, \quad J = 1, N_B, \quad K = 1, N_L \tag{2.84}$$

Значение доступности навигации для заданного региона определяется в результате осреднения мгновенной доступности [17]:

$$D = \frac{\sum_{I=1}^{N_T}\sum_{J=1}^{N_B}\sum_{K=1}^{N_L}(\delta_{JK}^I \cos B_J)}{N_T N_L \sum_{J=1}^{N_B}\cos B_J} \cdot 100\% \tag{2.85}$$

Пусть для каждой точки B_J, L_K на интервале от $T_н$ до $T_к$ N_{JK} - максимальное число последовательных эпох для которых $\delta_{JK}^I = 0$. Максимальный перерыв навигации определяется как [17]:

$$P_{JK}^{MAX} = (N_{JK} - 1) \cdot \Delta T \tag{2.86}$$

Максимальный для заданного региона перерыв навигации определяется как [17]:

$$P^{MAX} = Max(P_{JK}^{MAX}), \quad J = 1, N_B, \quad K = 1, N_L \tag{2.87}$$

Как было отмечено выше, расчет параметров доступности навигационных определений предполагает вычисление мгновенного локального геометрического фактора.

Функция $Pdop(\varphi_i, \lambda_j)$ – локальный геометрический фактор в точке с географическими координатами $\{\varphi_i, \lambda_j\}$ определяется следующим образом:

$$Pdop(\varphi_i, \lambda_j) = \frac{1}{n_k}\sum_{n=1}^{n_k} P(\varphi_i, \lambda_j, t_n) \tag{2.88}$$

где $P(\varphi_i, \lambda_i, t_n)$ – массив мгновенных геометрических факторов в точке $\{\varphi_i, \lambda_j\}$, отсортированный по возрастанию значений;

В случае дополнения штатной ГНСС дополнительными НКА и учитывая тот факт, что для конкретных регионов можно заранее определить число недостающих для решения навигационной задачи НКА, в формуле (2.85) можно уйти от расчетов по всему прогнозируемому интервалу и перейти к использованию мгновенного геометрического фактора, рассчитываемого на интервале повторяемости номинальной группировки, тем самым значительно сократив время вычислений. Тогда интегральная доступность – это осредненная по времени величина доступности двух и более НКА ВКК в заданном районе, а гарантированная доступность определяется видимостью 0, 1, 2 и более НКА ВКК за заданный промежуток времени в заданном районе.

Значение мгновенного геометрического фактора $P(\varphi_i, \lambda_j, t_n)$ в точке с гринвичскими координатами $\{x, y, z\}$ в момент времени t_n рассчитывают в следующем порядке.

1. Определяется множество индексов видимых из этой точки НКА по условию видимости

$$k \in K = \left\{ k = \overline{1,\nu} \middle| \gamma_k \geq \gamma_{\min} \right\} \tag{2.89}$$

где

$$\gamma_k = \arcsin \frac{-(x - x_k)x - (y - y_k)y - (z - z_k)z}{r\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$
$$r_k = \sqrt{(x - x_k)^2 + (y - y_k)^2 + (z - z_k)^2} \tag{2.90}$$

2. Если множество K не пустое, формируем матрицу частных производных

$$H(x, y, z) = \begin{bmatrix} \frac{(x - x_1)}{r_1} & \frac{(y - y_1)}{r_1} & \frac{(z - z_1)}{r_1} & 1 \\ \frac{(x - x_2)}{r_2} & \frac{(y - y_2)}{r_2} & \frac{(z - z_2)}{r_2} & 1 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \frac{(x - x_\nu)}{r_\nu} & \frac{(y - y_\nu)}{r_\nu} & \frac{(z - z_\nu)}{r_\nu} & 1 \end{bmatrix} \tag{2.91}$$

Первые три элемента каждой строки являются компонентами единичного вектора от точки до указанного спутника. Четвертый элемент строки служит для учета ухода часов приемника относительно системного времени, и всегда равен 1.

3. Вычисляем матрицу ковариаций [27]

$$Q = (H^T \cdot H)^{-1} \tag{2.92}$$

По определению (1.42) матрица ковариаций симметричная размером (4×4).

Обозначим ее элементы следующим образом:

$$Q = \begin{bmatrix} d_x^2 & d_{xy}^2 & d_{xz}^2 & d_{xt}^2 \\ d_{xy}^2 & d_y^2 & d_{yz}^2 & d_{yt}^2 \\ d_{xz}^2 & d_{yz}^2 & d_z^2 & d_{zt}^2 \\ d_{xt}^2 & d_{yt}^2 & d_{zt}^2 & d_t^2 \end{bmatrix} \tag{2.93}$$

4. Вычисляем мгновенный геометрический фактор для точки на поверхности Земли в момент времени t_n по формуле [27]

$$P(\varphi, \lambda, t_n) = P(x, y, x, t_n) = \sqrt{d_x^2 + d_y^2 + d_z^2} \tag{2.94}$$

В теории спутниковой навигации матрица $Q=(H^T \cdot H)^{-1}$ играет большое значение, поскольку величина ошибок навигационных определений напрямую зависит от величины элементов этой матрицы Q. Диагональные элементы матрицы Q определяют геометрический фактор (ГФ). Матрица $(H^T \cdot H)^{-1}$ в русскоязычной литературе иногда обозначается как Γ.

Геометрический фактор представляет собой коэффициент пересчета единичной погрешности измерения радионавигационного параметра в соответствующую погрешность определения координат. Величина геометрического фактора в данной точке навигационного поля зависит от выбранной орбитальной структуры, диаграммы направленности передающей антенны, высоты потребителя и угла радиовидимости.

Тогда параметр «улучшение мгновенного геометрического фактора» – это осредненная по региону функция, значение которой в каждой точке равно 0, если улучшения DOP основной ГНСС за счет использования КА ВКК нет, и 1 в противном случае.

2.4 Выводы по главе 2

Математические модели орбитального построения представляют собой совокупность:

- модели эволюции орбиты НКА ОГ ГЛОНАСС и ВКК;
- модели обеспечения стабильности трасс НКА ОГ ВКК (стратегии коррекций);

Модели расчета параметров доступности включают в себя:

- модель расчетов интервалов планового технического обслуживания НКА;
- модель прогноза возможных интервалов времени для обмена информацией между НКА и НКУ;
- модель определения возможных интервалов времени видимости отдельного НКА Потребителем;
- модели расчета параметров доступности.

Модель эволюции орбит НКА включает учет нецентральности гравитационного поля, влияние полей Луны и Солнца, давления солнечного света и атмосферы. Выявлен характер эволюции НКА, на основе которого предложены методы компенсации возмущений географической долготы восходящего узла трасс, эксцентриситета, аргумента перицентра. Для орбит типа QZSS, ГСНО и М15 автором адаптирован алгоритм расчета коррекции, конечные соотношения для которого получены с использованием достаточных условий оптимальности в виде линейной функции, коэффициенты которой определяются с помощью рекуррентных соотношений.

В результате модель орбитальной группировки ВКК представляет собой модели высокоточного прогнозирования векторов состояния НКА на фоне которых производятся периодические коррекции поддержания их трассы. Параметры доступности навигационного сигнала рассчитываются как с учетом видимости НКА ГЛОНАСС и ВКК, так и с учетом планового технического обслуживания НКА ВКК.

Глава 3. Методика построения программно-математического обеспечения для анализа вариантов построения орбитальных группировок

Сложность математических моделей, предназначенных для анализа орбитальных построений НКА и определения стратегии их коррекций приводит к тому, что на этапе выработки рекомендаций использование аналитических моделей для всего диапазона исходных данных возможно лишь при допущениях, которые значительно снижают адекватность результатов. Поэтому основой для проведения оценок качества заложенных алгоритмов и получения частных решений является использование математического моделирования на базе специализированного программно-математического обеспечения. В контексте решаемой в рамках данной работы задачи его основным предназначением является:

- анализ деградации номинальных структур группировок НКА под воздействием возмущающих факторов различного типа;
- сравнение орбитальных построений группировок НКА с точки зрения обеспечения улучшения параметров доступности;
- исследование пассивного метода по минимизации деградации ОГ за счет упреждающего подбора номинальных параметров ОГ ВКК;
- исследование методов и технологий активной компенсации деградации номинальных орбитальных параметров ОГ ВКК.

Это позволит решать следующие задачи, возникающие при разработке облика орбитальной группировки дополнения ГНСС обеспечивающей наилучшие характеристики спутниковой навигации региональной потребителей:

- анализ вариантов построения различных ОГ ВКК с точки зрения повышения параметров доступности навигационного сигнала;
- сравнение структур ОГ НКА в части расположения долгот их трасс;
- формирование вариантов облика ОГ НКА, обеспечивающие улучшение характеристик существующих систем навигации;

- анализ вариантов построения выбранных ОГ НКА с учетом упреждающего подбора аргумента широты перигея;
- определение характеристик корректирующей двигательной установки для формирования и поддержания ОГ ВКК, в части требуемых запасов характеристической скорости, чувствительности ДУ, частоты проведения импульсов, точности их реализации и др. параметров.

Таким образом, основным предназначением ПМО является его использование для проведения исследований по определению облика ВКК и его составных частей, их тактико-технических характеристик, возможностей обеспечения навигационных услуг и реализации функциональных задач ВКК, расчета стратегии проведения коррекций орбитальных параметров ОГ ВКК для обеспечения требований по поддержанию структуры ОГ ВКК.

Программно-математическое обеспечение должно отвечать следующим требованиям [29, 31]:

- экономичность и удобство в использовании;
- надежность;
- адекватность (соответствие поставленным задачам);
- открытость.

Под экономичностью здесь понимаются ограничения на затраты машинного времени и на требования к системе. Удобство в использовании обеспечивается простым и понятным пользовательским интерфейсом программы.

Обеспечению надежности комплекса способствует разбиение программы на модули, которые обмениваются с главным модулем только необходимой информацией, которую сравнительно легко контролировать как на этапе отладки, так и при непосредственном использовании ПМО.

Адекватность решения, полученного программным комплексом, достигается правильным выбором методов моделирования и соответствующим отображением полученных результатов.

Открытость, в первую очередь, это предоставление описания механизмов межпрограммного взаимодействия отдельных модулей как на уровне

взаимодействия при их выполнении, так и на уровне исходных текстов программы для обеспечения возможности корректировки, добавления новых модулей и новой функциональности.

3.1 Структура программно-математического обеспечения

Учитывая перечисленные выше задачи и требования ПМО должно состоять из трех модулей.

1. Модуль «Прогноз» прогнозирования неуправляемого движения спутников орбитальной группировки под действием различных возмущающих факторов на интервале активного существования ОГ, включающий в себя:

- блок 1 «Формирование исходных данных»;
- блок 2 «Вычисление эфемерид»;
- блок 3 «Визуализация результатов расчета»;
- блок 4 «Вывод результатов моделирования в файлы».

Сценарий работы модуля предполагает следующие этапы:

- ввод исходных данных с использованием интерактивного интерфейса пользователя или их загрузка из подготовленного заранее файла;
- определение перечня и характеристик возмущений, действующих на НКА;
- определение перечня, формата и периодичности представления эфемеридной информации;
- подготовка конечных результатов их визуализация;
- запись результатов в файлы.

2. Модуль «Доступность» определения параметров доступности НКА ОГ с поверхности Земли на всем периоде функционирования орбитальной группировки, включающий в себя:

- блок 1 «Загрузка эфемеридной информации»;
- блок 2 «Расчет показателей доступности и точности»;
- блок 3 «Визуализация результатов расчета»;

- блок 4 «Вывод результатов моделирования в файлы».

При отработке модуля точности выполняется:

- загрузка эфемеридной информации, полученной при моделировании возмущенного движения НКА ОГ;
- обработка и визуализация результатов;
- сохранение результатов в файлах.

3. Модуль «Управление» расчета стратегии коррекций НКА ОГ в части определения затрат характеристической скорости и количества коррекций периода обращения (для удержания ГДВУ), эксцентриситета и аргумента перигея орбит ВКК на сроке активного существования спутников ВКК, включающий в себя:

- выбор и загрузку файла орбитальной структуры группировки;
- загрузку файлов прогноза эфемерид ВКК;
- редактирование настроечных параметров стратегии;
- обработку, визуализацию и сохранение результатов.

3.2 Принципы организации работы программно-математического обеспечения

На рисунке 3.1 приведена структурная схема ПМО. На схеме отражено взаимодействие модулей, входящих в состав ПМО. Для каждого НКА производится однократный расчет возмущенного движения. Полученная эфемеридная информация далее используется для оценки показателей доступности, а также стратегии коррекции (при необходимости). При этом, полученные файлы доступны пользователю для формирования различных вариантов ОГ ВКК. Взаимодействие между модулями осуществляется на уровне исходных данных, а все проводимые пользователем манипуляции в каждом из модулей осуществляются при помощи графического интерфейса пользователя.

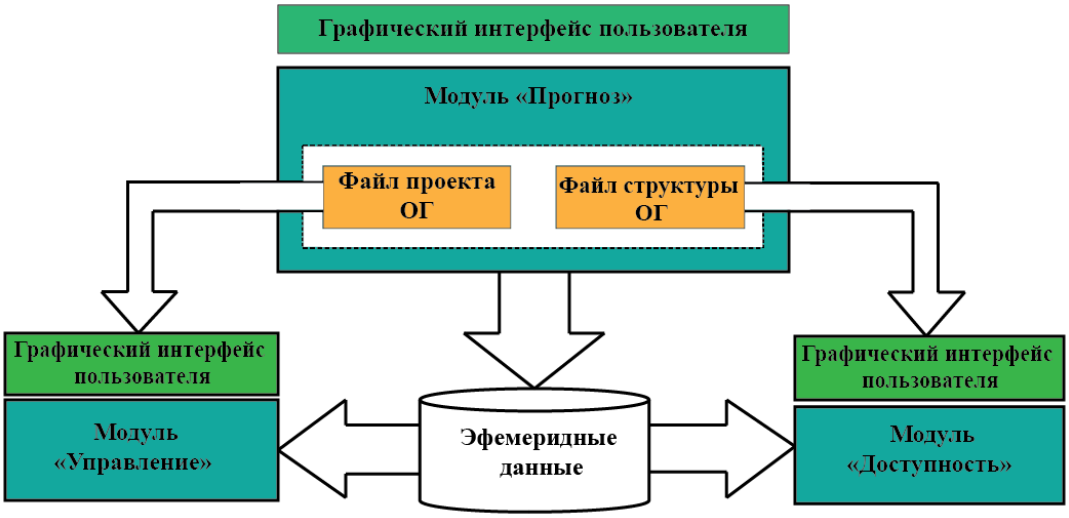


Рисунок 3.1 – Структура программно-математического обеспечения

Перед расчетом параметров стратегии коррекции необходимо промоделировать движение всех НКА с помощью первого модуля на заданном интервале времени. Моделировать следует в режиме формирования эфемерид на момент прохождения восходящего узла орбиты НКА. Расчет характеристической скорости проводится для случая коррекции трансверсальными импульсами скорости.

Для удержания ГДВУ в заданном диапазоне долгот используется эффект предельного цикла, изложенного в п.2.2. Коррекции проводится в апсидальных точках орбиты.

Для коррекции эксцентриситета (если это необходимо из условий работы аппаратуры НКА) определяется момент выхода его значения на верхнюю или нижнюю границу интервала, и вычисляется характеристическая скорость коррекции, необходимая для приведения его значения к противоположной границе интервала.

Стратегия коррекции аргумента перигея аналогична.

3.3 Описание модулей

1. Модуль прогнозирования неуправляемого движения НКА ОГ «Прогноз» служит для определения орбитальных параметров космических аппаратов ОГ с

учетом их эволюции на заданном участке функционирования под действием различных возмущений: гравитационного поля Земли, притяжения Луны и Солнца.

Формирование исходных данных (блок 1) в модуле производится двумя способами:

- при помощи графического интерфейса «Конструктор группировки»;
- путем загрузки ранее сохраненной конфигурации ОГ.

При этом формируются файлы исходных данных: проектный файлы ОГ НКА и файл-расширение для представления ее структуры. Для обеспечения открытости данных оба файла представляют собой имеющие структуру INI-файла текстовые файлы. Примеры исходных данных представлены на рисунках 3.2 и 3.3.

Проектный файл включает в себя:

1) описание орбитальной группировки:
   - уникальный идентификатор ОГ;
   - описание ОГ;
2) системные характеристики орбитальной группировки:
   - число плоскостей;
   - число НКА в плоскости;
3) параметры каждого НКА орбитальной группировки:
   - начальную эпоху всех НКА ОГ;
   - смещение часового пояса;
   - эксцентриситет;
   - наклонение;
   - долготу восходящего узла;
   - аргумент перицентра;
   - позиция НКА в плоскости: либо аргумент широты, либо временем подлета к восходящему узлу, либо средней аномалией;
   - синхронность орбиты;
   - большой полуосью;
4) модель возмущенного движения:
   - гармоники геопотенциала;

- воздействие Луны;
- воздействие Солнца;
- влияние солнечного света;
- торможение атмосферой;
- тяга двигателя;

5) конструктивные параметры НКА;
   - усредненная площадь для расчета воздействия давления света;
   - коэффициент силы давления солнечного света;
   - масса;
   - тяга ДУ;
   - угол обзора аппаратуры;
6) параметры вывода результатов расчета:
   - признак (да/нет) вывода результатов расчетов;
   - тип вывода результатов: по времени, в восходящем узле или не выводить;
   - перечень эфемерид к выводу.

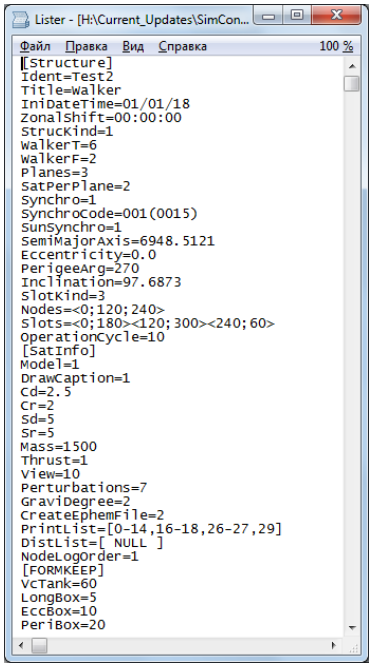


Рисунок 3.2 – Фрагмент проектного файла

Файл-расширение используется в процессе моделирования и включает в себя:

- способ численного интегрирования системы дифференциальных уравнений возмущенного движения;
- время окончания моделирования;
- шаг численного интегрирования;
- шаг записи эфемерид в файл;

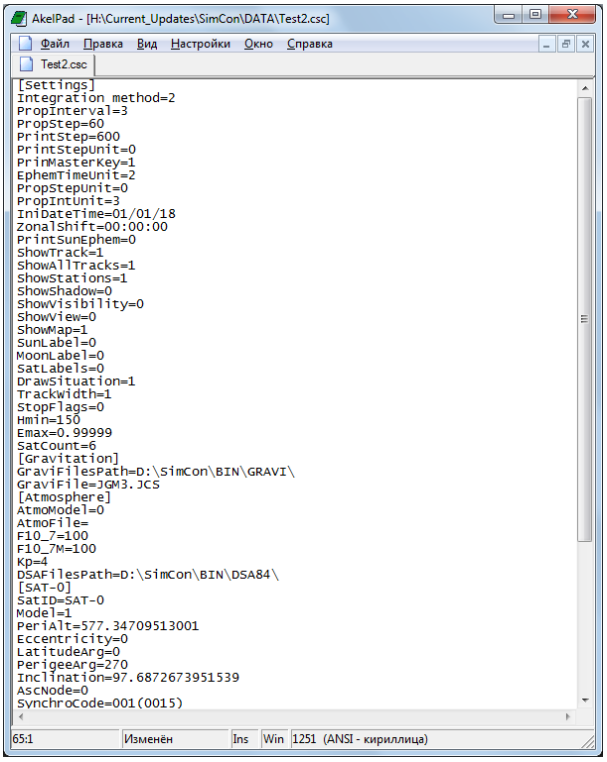


Рисунок 3.3 – Фрагмент файла-расширения

Под каждый НКА формируется отдельная секция, что позволяет сделать более точную настройку характеристик НКА как средствами ПМО, так и средствами сторонних программ.

Оба файла создаются на этапе формирования варианта орбитальной группировки ВКК.

В блоке 2 «Вычисление эфемерид» происходит совместное моделирование эволюции всех НКА выбранного варианта ОГ. Возможны варианты с

использованием различных методов интегрирования, шага и способов вывода результирующих данных в файл.

Блок 3 «Визуализация результатов расчета» служит для визуализации орбитального построения, зон возможного радиообмена, а также текущей расчетной информации (статуса) в процессе моделирования.

Блок 4 «Вывод результатов моделирования в файлы» выполняет запись заданного набора эфемерид в текстовые файлы, размещенные в каталоге с описанием структуры ОГ.

2. Модуль «Доступность» определения параметров доступности НКА ОГ служит для оценки ухудшения качества функциональных возможностей ВКК под воздействием возмущающих факторов со стороны гравитационного поля Земли, притяжения Луны и Солнца на состав и структуру ОГ.

В качестве параметров доступности, характеризующих выполнение функциональных требований к ВКК в части навигационных услуг функциональных дополнений в ПМО приняты следующие:

- интегральная доступность – осредненная по времени величина доступности двух и более КА в заданном районе.
- гарантированная доступность – определяется видимостью 0, 1, 2 и более КА за заданный промежуток времени в заданном районе;
- усредненное по времени улучшение мгновенного геометрического фактора основной группировки ГНСС DOP (далее «улучшение мгновенного геометрического фактора» или просто «улучшение DOP»). В каждый момент времени улучшение равно 0, если улучшения DOP основной ГНСС за счет использования КА ВКК нет, и 1 в противном случае.

Функционирование модуля начинается с выполнения блока 1 «Загрузка эфемеридной информации», набор эфемеридных данных формируется при

прогнозировании возмущенного движения НКА ОГ в описанном выше модуле. Для ускорения работы в блоке 1 предусмотрена предобработка входных данных.

Блок 2 «Расчет показателей доступности и точности» включает вычисление показателей доступности: интегральной, гарантированной, а также улучшения DOP как на определенном витке, так и на всем интервале моделирования.

При выполнении блока 3 «Визуализация результатов расчета» осуществляется изображение в процессе моделирования: трасс спутников, показателей доступности.

В блоке 4 «Вывод результатов моделирования в файлы» формируется гипертекстовый отчет в формате «HTML», содержащий числовую информацию и графики, отражающие показатели доступности, результаты вычисления видимости КА со стороны НКУ в режимах «И» и «ИЛИ». Режим «И» предполагает видимость КА одновременно со всех пунктов НКУ, режим «ИЛИ» - видимость КА хотя бы с одного пункта НКУ (см. Рисунки 3.4 – 3.12).

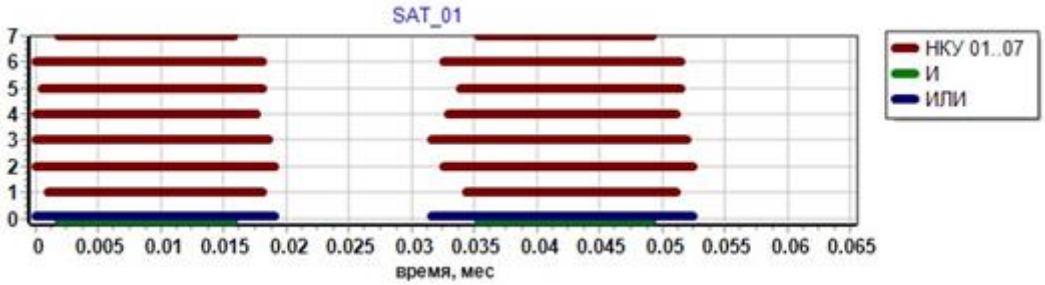


Рисунок 3.4 – Пример отображения видимости НКА со стороны НКУ

Доступности на первом витке

Маска, град	Интегральная доступность	Гарантированное покрытие, %
5	1.00000	100.00
25	0.99999	99.97
40	0.79063	39.70

Маска, гард	Гарантированная	Интегральная	Улучшение DOP
5			
25			
40			

Рисунок 3.5 – Пример отображения параметров доступности на первом витке

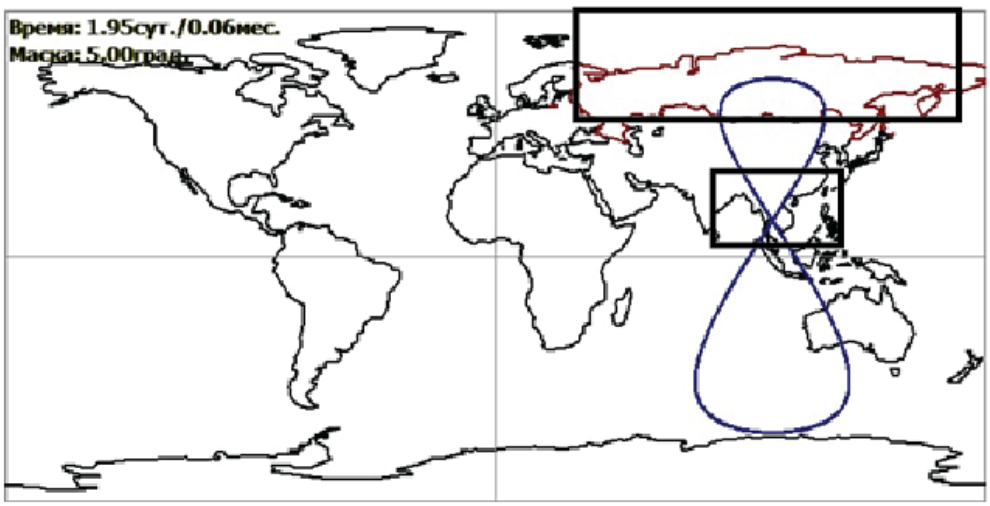


Рисунок 3.6 – Пример отображения трасс КА ОГ

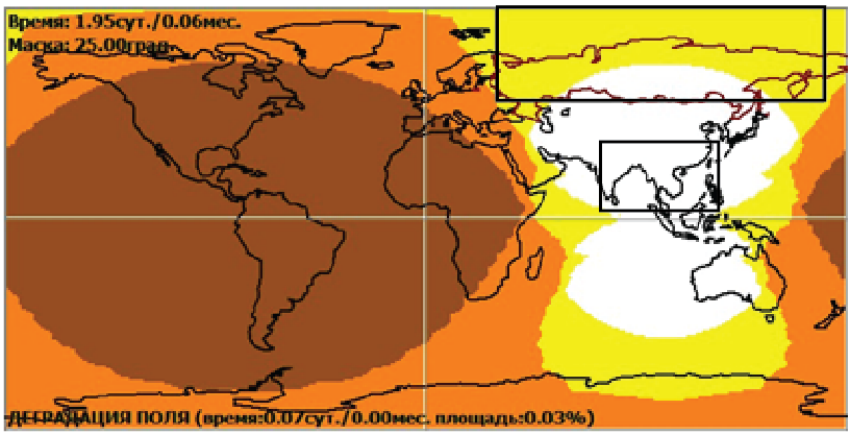


Рисунок 3.7 – Пример отображения гарантированной доступности

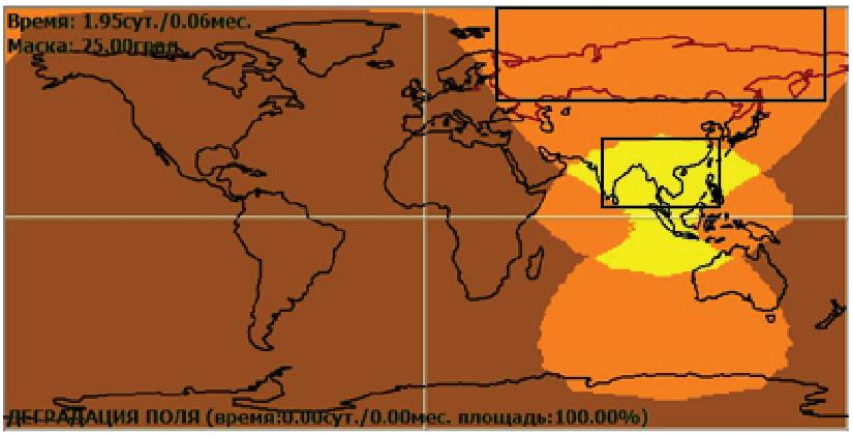


Рисунок 3.8 – Пример отображения гарантированной доступности по плоскостям

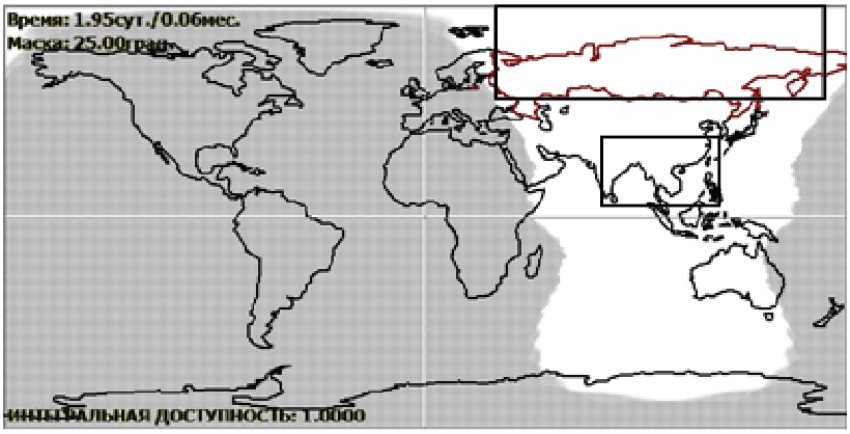


Рисунок 3.9 – Пример отображения интегральной доступности

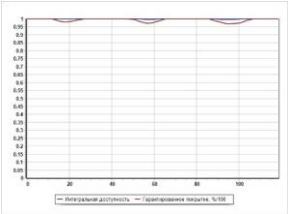
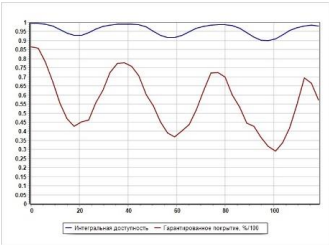
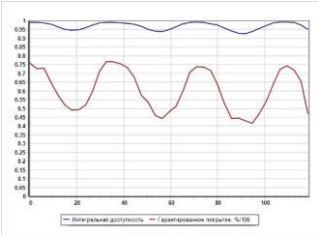
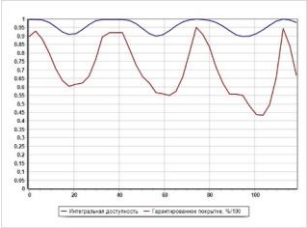
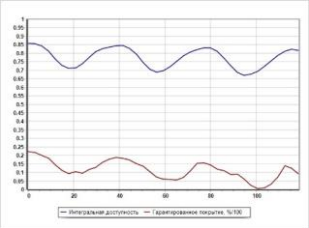
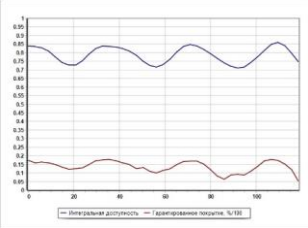
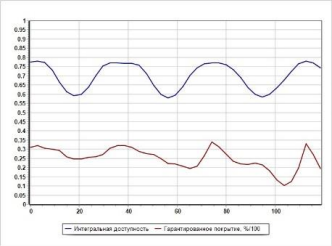
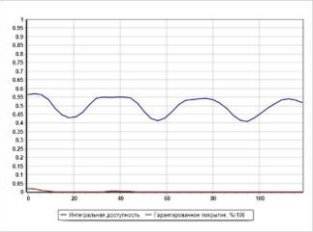
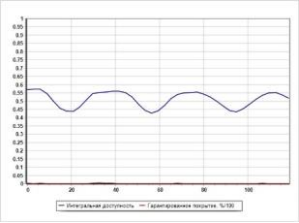
Время, мес.	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	все КА		без 1-го КА		без 4-го КА	
Маска 5 град.						
						
0.06	1.00000	100.00	0.99460	86.52	0.99007	75.90
118.42	1.00000	100.00	0.98154	57.19	0.95188	47.22
ИД мин	0.99787	96.77	0.90049	31.67	0.92738	42.95
ГП мин	0.99787	96.77	0.91047	29.18	0.93859	41.46
Маска 25 град.						
						
0.06	0.99748	89.71	0.85801	22.18	0.83848	17.32
118.42	0.98023	66.94	0.81558	9.17	0.74771	5.48
ИД мин	0.89729	54.89	0.67017	6.00	0.71064	9.19
ГП мин	0.93574	43.18	0.69515	0.54	0.74771	5.48
Маска 40 град.						
						
0.06	0.77553	31.15	0.56564	1.87	0.56937	0.28
118.42	0.74219	19.48	0.51910	0.00	0.51780	0.00
ИД мин	0.57882	22.25	0.40849	0.00	0.42741	0.00
ГП мин	0.67726	10.36	0.48474	0.00	0.57282	0.00

Рисунок 3.10 – Пример отображения параметров доступности при эволюции

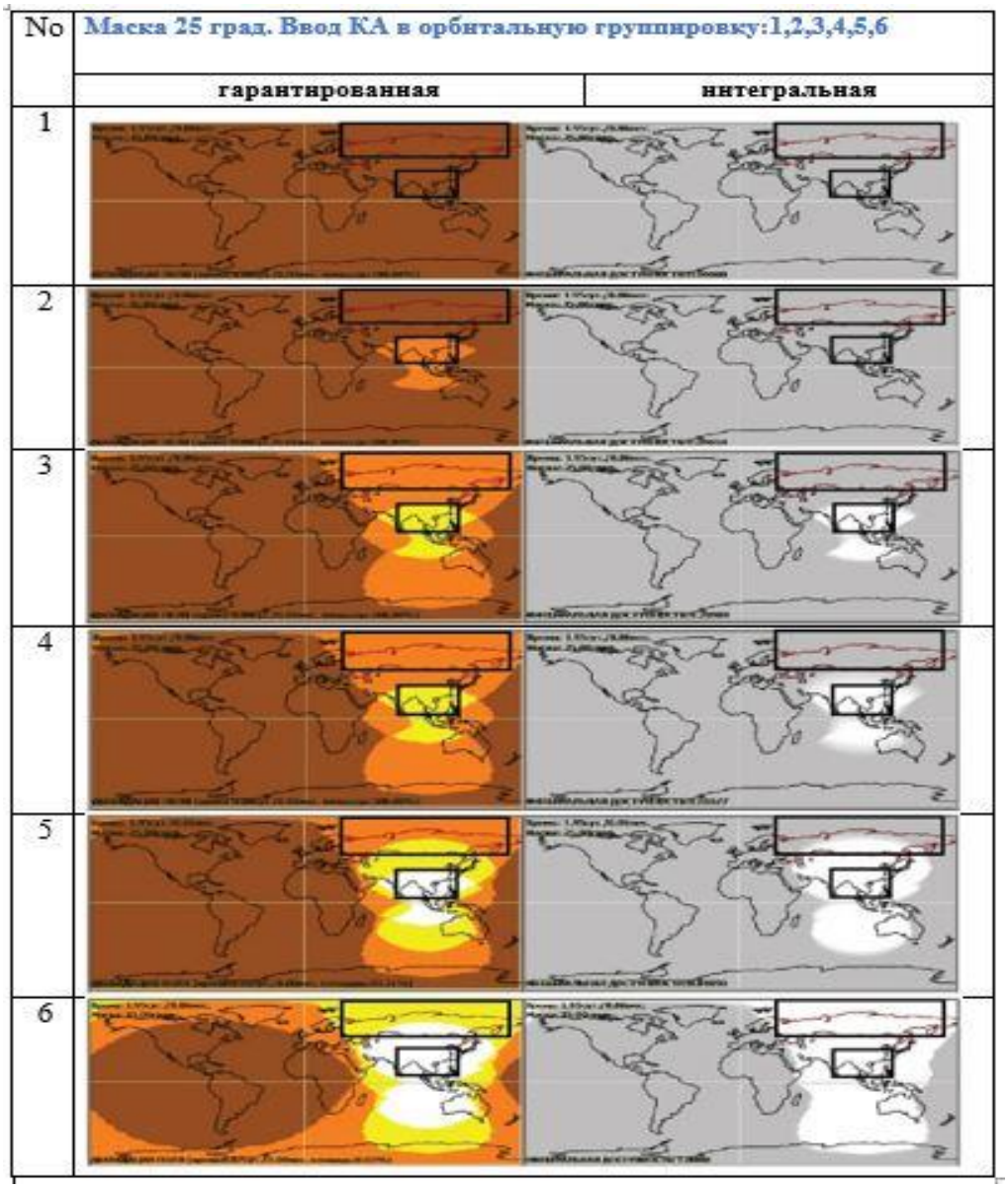


Рисунок 3.11 – Пример улучшения параметров доступности при вводе НКА в орбитальную группировку

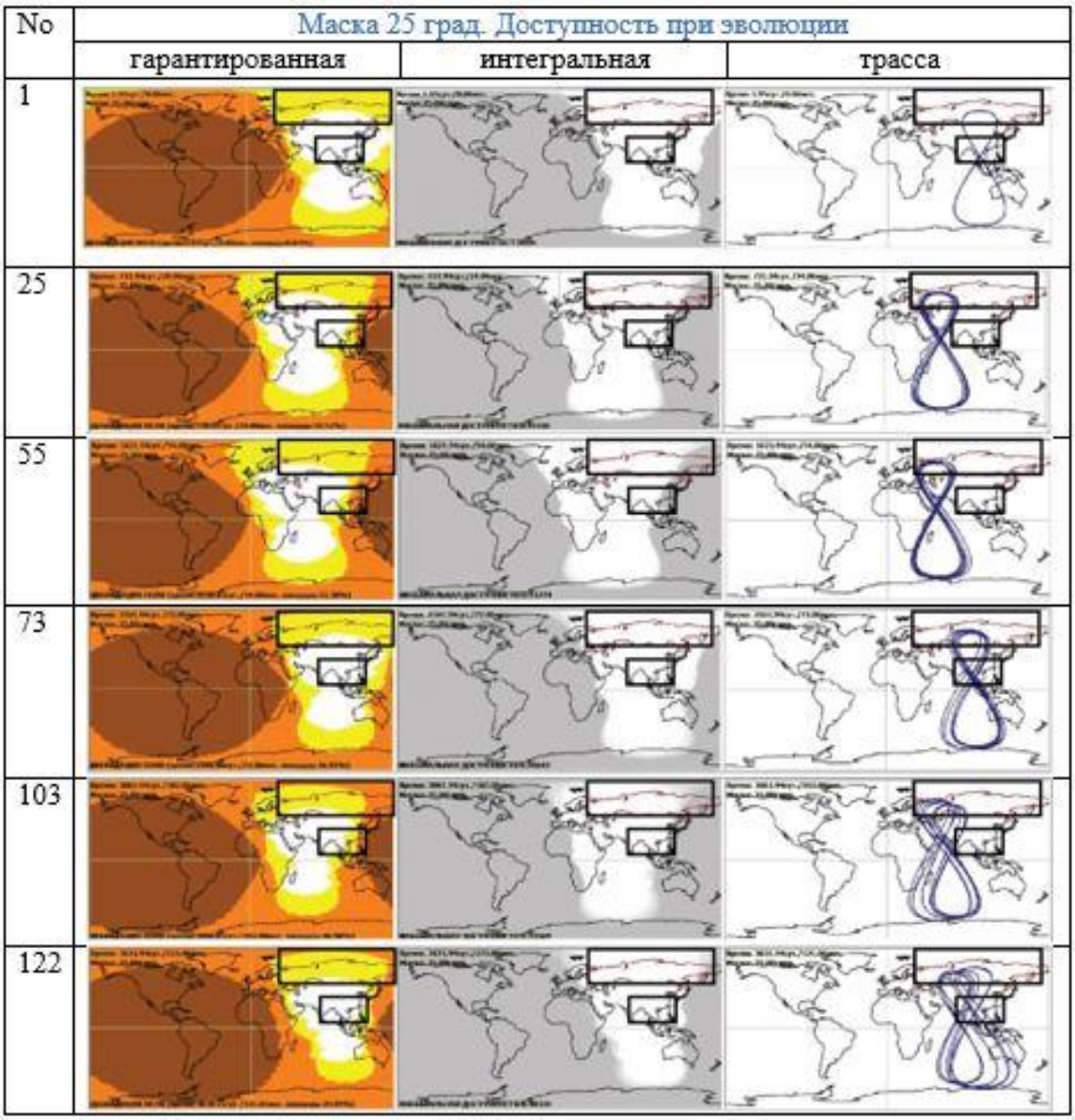


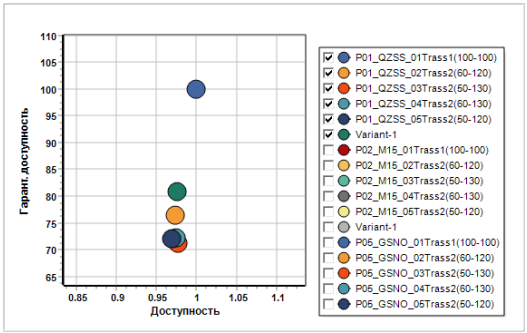
Рисунок 3.12 – Пример изменения параметров доступности при эволюции НКА ОГ

Проведение расчетов для различных построений ОГ одного или более типов (см. Рисунок 3.13) позволяет сформировать множество Парето, на основе анализа которого пользователь может отбросить заведомо плохие варианты и сформировать набор предпочтительных ОГ для принятия дальнейшего решения (см. Рисунок 3.14).

Орбитальные группировки:

Группировка	маска 5 град.				маска 25 град.				маска 40 град.			
	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	1 виток		весь период		1 виток		весь период		1 виток		весь период	
П1.1. ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.99999	99.97	0.99999	99.97	0.79063	39.70	0.79063	39.70
П1.2. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.97375	76.42	0.97375	76.42	0.69631	12.82	0.69631	12.82
П1.3. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.97713	71.15	0.97713	71.15	0.68229	5.14	0.68229	5.14
П1.4. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.97471	72.18	0.97471	72.18	0.68989	8.86	0.68989	8.86
П1.5. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.96925	72.06	0.96925	72.06	0.67730	8.93	0.67730	8.93
П1.6. ОГ QZSS с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.97566	80.83	0.97566	80.83	0.60507	0.00	0.60507	0.00
П2.1. ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.92090	62.50	0.92090	62.50
П2.2. ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.99314	91.78	0.99314	91.78	0.83184	28.68	0.83184	28.68
П2.3. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.99715	93.95	0.99715	93.95	0.81904	18.09	0.81904	18.09
П2.4 ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.99596	92.11	0.99596	92.11	0.82607	23.16	0.82607	23.16
П2.5. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.99139	90.30	0.99139	90.30	0.81461	22.95	0.81461	22.95
П2.6. ОГ М15 с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.99116	93.15	0.99116	93.15	0.78989	1.25	0.78989	1.25
П5.1. ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.96498	72.34	0.96498	72.34	0.62921	22.59	0.62921	22.59
П5.2. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	0.99965	99.05	0.99965	99.05	0.90236	37.12	0.90236	37.12	0.54144	3.46	0.54144	3.46
П5.3. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.89999	29.49	0.89999	29.49	0.53255	0.00	0.53255	0.00
П5.4. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.89869	31.69	0.89869	31.69	0.53462	1.18	0.53462	1.18
П5.5. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант) (полное описание) (сокр. описание)	0.99955	98.58	0.99955	98.58	0.89273	31.79	0.89273	31.79	0.52004	1.23	0.52004	1.23

Рисунок 3.13 – Обобщенные результаты расчетов для построения множества Парето



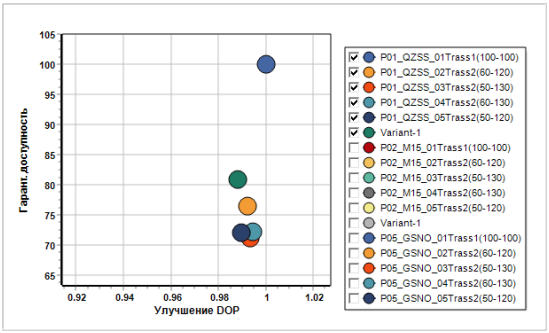


Рисунок 3.14 – Использование множества Парето для отбора орбитальных группировок

3. Модуль «Управление» расчета стратегии коррекций НКА ОГ в качестве исходных данных использует:

- идентификатор типа ВКК (тип),
- дату и время привязки начальных условий моделирования (эпоха)

- параметры орбиты НКА группировки: порядковый номер КА, абсолютную долготу восходящего узла; град, аргумент широты перицентра; наклонение плоскости орбиты, град; большую полуось, км, эксцентриситет орбиты; аргумент широты КА, град; время движения до восходящего узла, с.
- структуру орбитальной группировки, включающую в себя число орбитальных плоскостей, число КА в каждой плоскости; число трасс; таблицу долгот восходящих узлов трасс с перечнем КА, образующих каждую трассу.

все перечисленные выше данные – неизменяемые на этапе вычислений и формируются при создании проекта группировки с помощью первого модуля.

- требования стратегии, которые содержат исходные данные расчета стратегии, которые в момент открытия файла проекта принимают следующие значения по умолчанию: для ГДВУ (+/-) град – максимально допустимое отклонение гринвичской долготы восходящего узла трассы от номинала, ±5 град; для эксцентриситета – нижняя и верхняя граница удержания эксцентриситета орбит; максимально допустимое отклонение аргумента широты перигея от номинала

пользователь может редактировать значения всех перечисленных параметров этой группы.

Модуль формирует стратегии коррекции параметров орбит отдельно для каждого НКА, включающие в себя:

- порядковый номер трассы в таблице стратегии коррекции ГДВУ, порядковый номер орбитальной плоскости в таблицах стратегии коррекции эксцентриситета и АШП;
- гринвичскую долготу восходящего узла трассы;
- долготе восходящего узла орбиты в абсолютной гринвичской экваториальной системе координат (RAAN);
- номер НКА в орбитальной плоскости;
- прогнозируемое число коррекций
- прогнозируемую периодичность коррекций в витках

- суммарную характеристическую скорость коррекции (м/с) для всех НКА.

3.4 Выводы по главе 3

В главе предложена методика построения программно-математического обеспечения средств анализа вариантов построения орбитальных группировок, которое позволяет исследовать варианты структур высокоорбитального сегмента, принципов и методов их построения в целях эффективного обеспечения реализации навигационных услуг, анализировать ухудшение качества функциональных возможностей ВКК вследствие деформации под воздействием возмущающих факторов различного типа и строить стратегию коррекции движения КА. На основе проведенного анализа задачи определены состав и структура ПМО, а также связи между его модулями. Представлены принципы организации работы и краткое описание модулей, входящих в состав разработанного ПМО, а именно:

- модуль «Прогноз» для определения параметров возмущенного неуправляемого движения НКА ОГ на интервале срока активного существования. Выходные файлы эфемерид этого модуля являются исходными для двух других модулей;
- модуль «Доступность» для оценки деградации доступности и точности решения навигационной задачи НКА выбранной ОГ ВКК.
- модуль «Управление», предназначенный для поддержки принятия решения о стратегии проведения коррекций НКА ОГ ВКК и определения требуемых запасов характеристической скорости.

Глава 4. Формирование облика орбитальной группировки высокоорбитального космического комплекса дополнения ГНСС

Как было отмечено ранее, одним из основных требований, предъявляемых к любой из вновь создаваемых или модернизуемых группировок НКА, является обеспечение устойчивости параметров их орбит, при которой достигается минимизация энергетических затрат на построение и поддержание заданной структуры системы в течение всего времени ее активного существования.

Нарушения структуры орбитальной группировки обусловлены следующими факторами:

- влияние на деградацию ОГ солнечного давления;
- влияние на деградацию ОГ аномалий ГПЗ;
- влияние на деградацию межспутниковых расстояний внутри плоскости гравитационных полей Луны и Солнца;
- влияние на деградацию межспутниковых расстояний ошибок установки КА в рабочую точку.

В общем случае, нарушения структуры орбитальной группировки (ОГ) могут быть сведены к следующим интегральным показателям:

- изменению относительного положения (межспутниковых расстояний) отдельных спутников в одной орбитальной плоскости (по аргументу широты, т.е. вдоль орбиты);
- фазовому расхождению спутников в различных плоскостях (иначе говоря, к относительным групповым сдвигам НКА в различных плоскостях);
- изменению ориентации каждой орбитальной плоскости относительно других за счет изменения наклонений и относительных значений положения узлов орбит (более строго – прямых восхождений восходящего узла).

Эти, в свою очередь приводит к деградации таких общесистемных параметров, как интегральная и гарантированная доступности.

Для компенсации влияния представленных факторов необходимо:

- провести анализ деградации выбранных номинальных структур;
- провести исследование пассивного метода по минимизации деградации ОГ за счет упреждающего подбора номинальных параметров группировок;
- разработать требования по активному поддержанию параметров орбитальных структур.

Для отработки методики были выбраны орбитальные группировки НКА, возможные параметры структур которых представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Параметры структуры ОГ НКА

Количество трасс	1, 2
Число КА	4, 6
Число плоскостей	2 (по 2 или 3 КА), 3 (по 2 КА), 4 (по 1 КА), 6 (по 1 КА)
Число зенитных точек	1, 2
Значения географических долгот узлов (λ_Ω) или зенитных точек	(100°,100°), (60°,120°), (60°,130°), (60°,130°), (60°,140°), (50°,140°)

Значения прямого восхождения восходящего узла (Ω) плоскостей и аргументов широты в плоскостях определяется в соответствии со значениями зенитных точек трасс КА и временем их прохождения КА.

В рамках данной работы в качестве базовых орбит НКА рассмотрены орбиты типа ГСНО, QZSS, M15, которые приведены в таблице 4.2. Номинальное значение наклонения для всех типов орбит КА – 64.8º.

Таблица 4.2 – Базовые орбитальные группировки

Тип КА	Высота перигея км	Высота апогея км	Эксцентриситет	Аргумент перигея град.
ГСНО	35790	35790	0.001	270
QZSS	32750	38820	0.072	270
M15	29470	42120	0.15	270

В качестве параметров, характеризующих выполнение функциональных требований к доступности НКА приняты следующие:

- интегральная доступность – осредненная по времени величина доступности двух и более КА в заданном районе.
- гарантированная доступность – определяется видимостью 0, 1, 2 и более КА за заданный промежуток времени в заданном районе;
- усредненное по времени улучшение мгновенного геометрического фактора основной группировки ГНСС DOP.

Предлагаемая методика анализа каждой структуры ОГ ВКК предполагает использование следующих рассчитываемых характеристик эволюции орбитального построения:

G. Расчет параметров доступности на интервале моделирования.
H. Графическое и численное представление параметров доступности для каждой точки заданного региона.
I. Графическое и численное представление параметров доступности для каждой точки заданного региона в случае вывода одного КА из группировки.
J. Графическое и численное представление доступности НКУ
K. Численное представление доступности на первом витке и по плоскостям

При этом доступности при эволюции рассчитываются для всех вариантов ОГ в зависимости от орбитальной обстановки:

- функционируют все КА;
- развертывание ОГ ВКК по плоскостям;
- функционируют все КА, за исключением 1-го КА;
- функционируют все КА, за исключением 4-го КА.

При исследовании доступности полагается, что для двухтрассовых вариантов ОГ одну из трасс формируют КА №1, 2, 3, другую – КА №4,5,6.

4.1 Сравнение структур орбитальных группировок ВКК

В рамках данной работы с использованием разработанного ПМО проведен большой объем вычислений, а полученные результаты сведены в гипертекстовый файл (HTML-файл). Для иллюстрации можно привести следующие цифры: время расчета одного варианта (см. таблицу 4.1) исходных данных для одной ОГ из таблицы 4.2 составляет несколько часов, а суммарный объем гипертекстовой информации с рисунками – около 10Гбайт. Результаты расчетов в них представляются в динамике через 3 месяца в течении 5-10 лет. Поэтому ниже приведена краткая иллюстрация результатов выполнения расчетов с использованием созданного ПМО для одного варианта исходных данных, а в разделах, представленных ниже все варианты расчетов обобщены в виде результирующих таблиц и рисунков.

При формировании результатов доступности при эволюции красным цветов в «ИД мин» и «ГП мин» выводится информация о наименьшем значении интегральной доступности и гарантированного покрытия соответственно.

На рисунках гарантированной доступности КА ОГ цветовая гамма означает доступность:

- белый цвет – 3-х и более КА;
- желтый цвет – 2-х КА;
- оранжевый цвет – 1-го КА;
- коричневый цвет – нет доступности

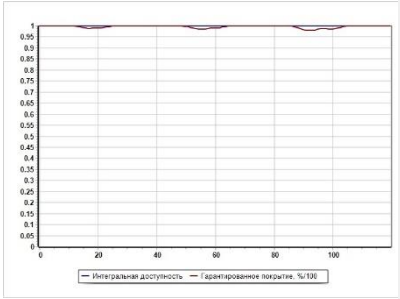
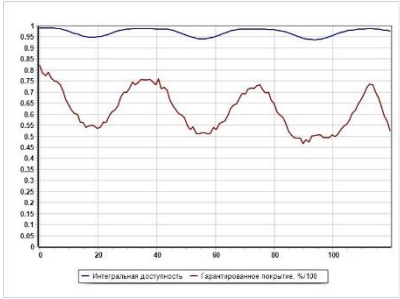
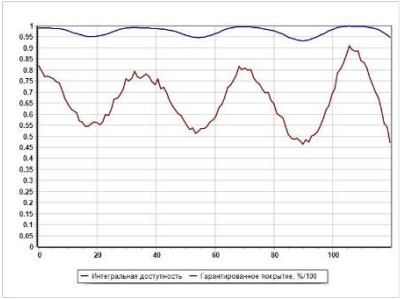
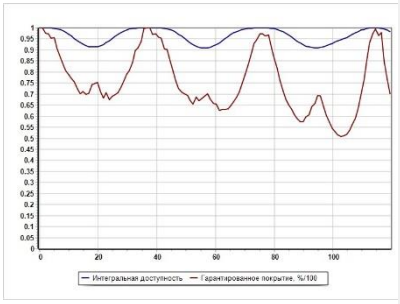
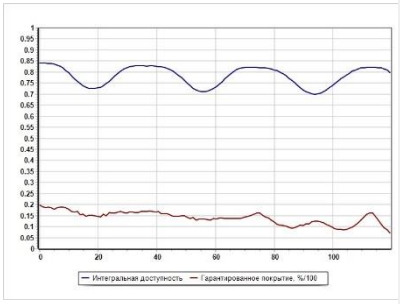
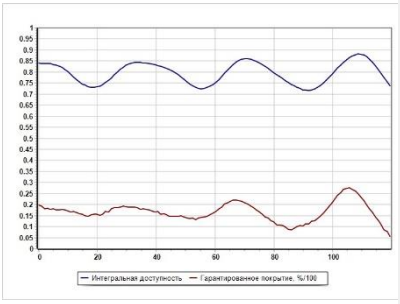
На рисунках интегральной доступности и улучшения DOP белый цвет соответствует единице.

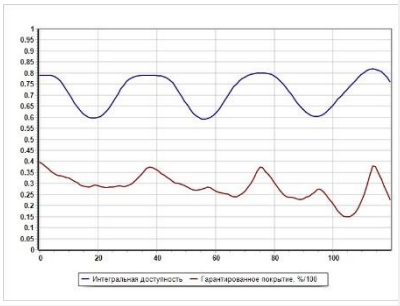
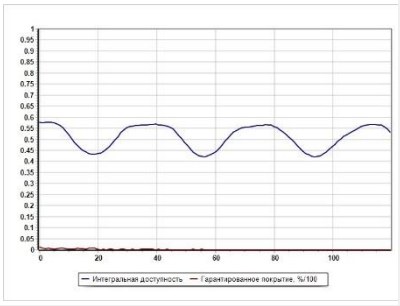
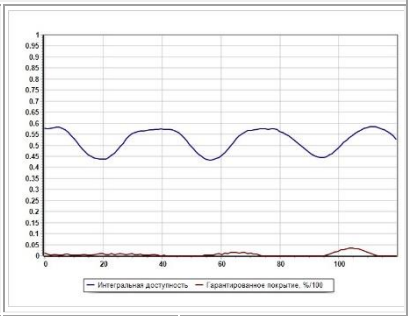
Для варианта ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант) исходными данными являлись (см. таблицу 4.3):

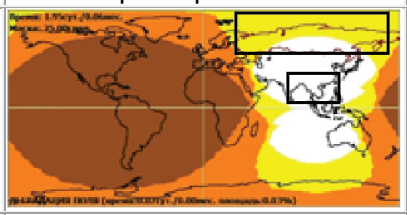
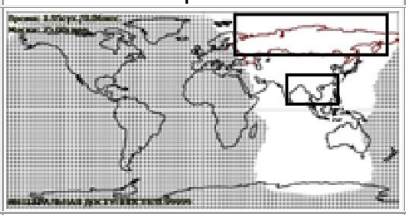
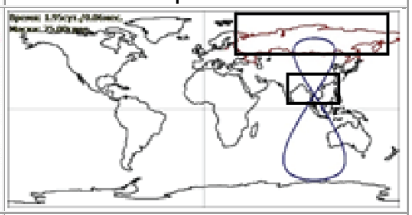
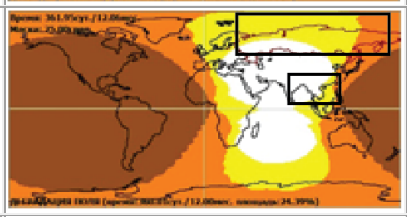
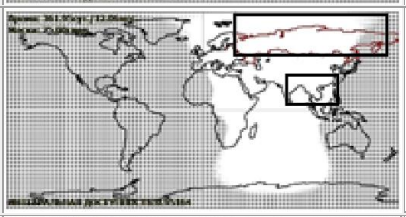
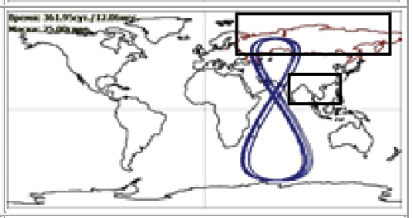
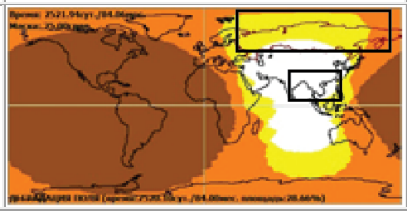
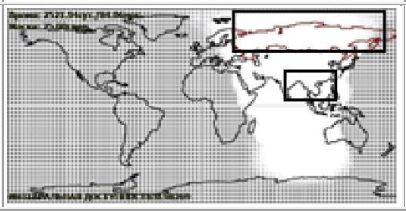
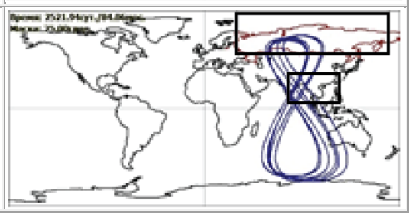
Таблица 4.3 – ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)

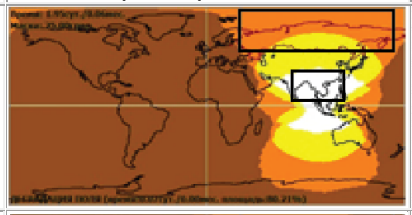
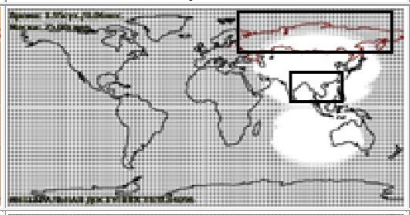
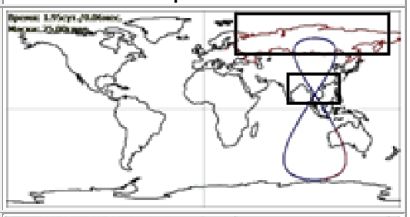
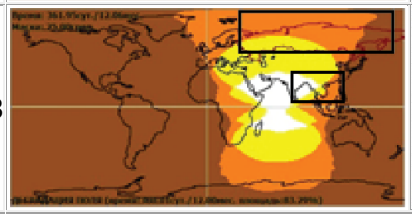
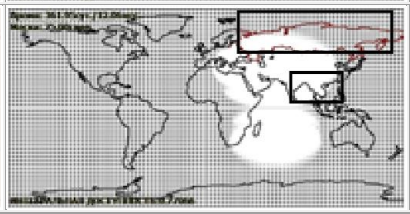
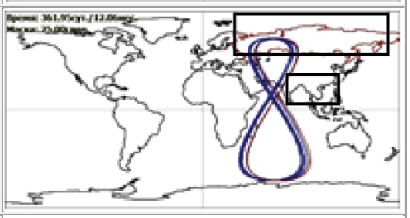
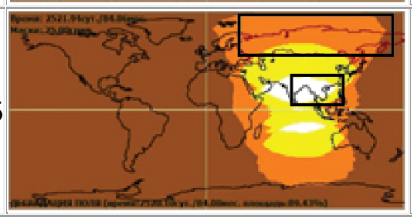
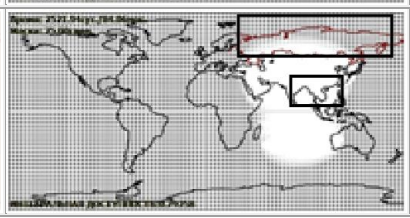
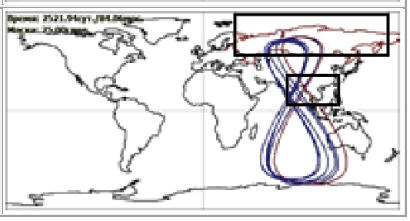
Номер	ДВУ, град	Арг. широты, град	Арг. перигея, град	Н перигея, км	Эксцентриситет	Наклонение, град
1	110	360.0000	270	32757.6547	0.0720	64.8000
2	230	226.2747	270	32757.6547	0.0720	64.8000
3	350	108.9423	270	32757.6547	0.0720	64.8000
4	170	295.0927	270	32757.6547	0.0720	64.8000
5	290	163.7228	270	32757.6547	0.0720	64.8000
6	50	56.5282	270	32757.6547	0.0720	64.8000

А. Доступности при эволюции

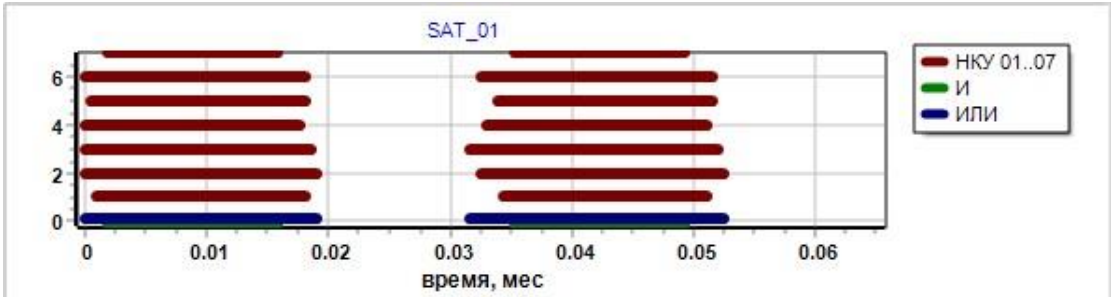
Время, мес.	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	все КА		без 1-го КА		без 4-го КА	
Маска 5 град.						
						
0.06	1.00000	100.00	0.99137	82.15	0.99119	81.98
119.41	1.00000	100.00	0.97572	52.57	0.94799	47.29
ИД мин	0.99879	97.98	0.93730	50.32	0.93267	46.45
ГП мин	0.99879	97.98	0.94444	46.77	0.93267	46.45
Маска 25 град.						
						
0.06	0.99999	99.97	0.84096	19.79	0.84101	19.79
119.41	0.98320	70.11	0.79804	7.14	0.73729	5.55

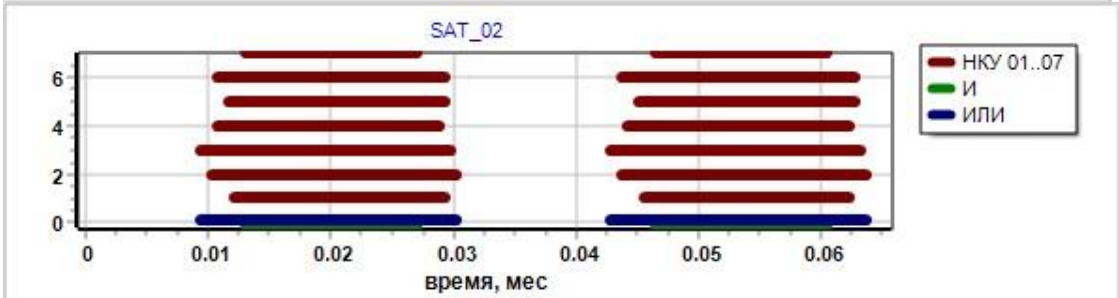
ИД мин	0.90850	69.19	0.70002	12.54	0.71747	11.36
ГП мин	0.94565	50.80	0.79804	7.14	0.73729	5.55
Маска 40 град.						
						
0.06	0.79063	39.70	0.57587	1.12	0.57609	1.14
119.41	0.76085	22.71	0.53373	0.00	0.52729	0.00
ИД мин	0.59059	27.97	0.42144	0.00	0.43235	0.26
ГП мин	0.72417	14.91	0.49637	0.00	0.57424	0.00

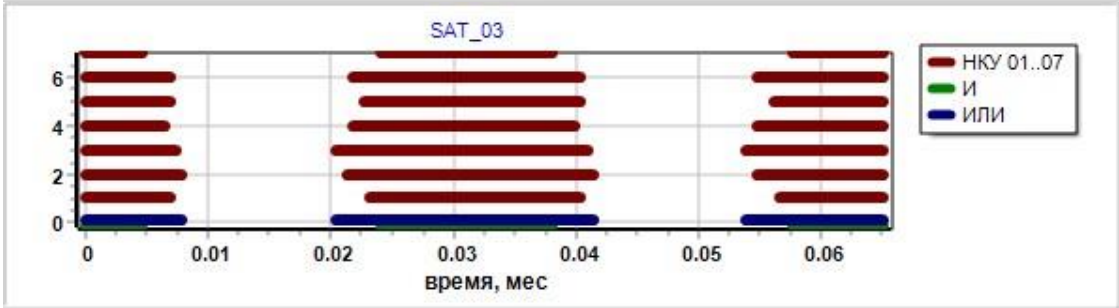
№	В. Маска 25 град. Доступность при эволюции		
	гарантированная	интегральная	трасса
1			
13			
85			

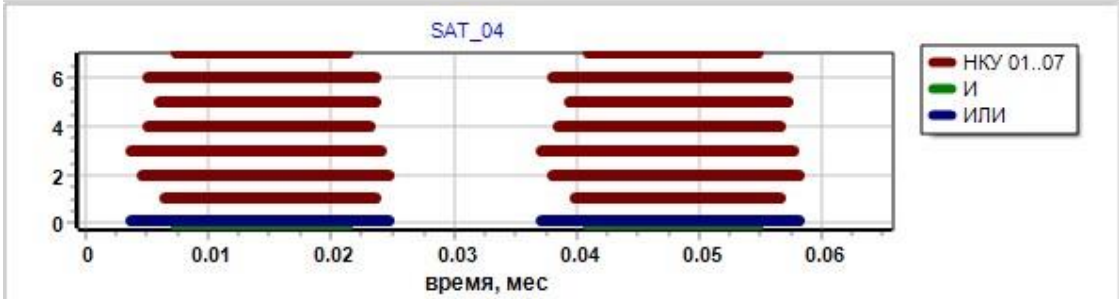
№	С. Маска 25 град. Доступность при эволюции без 1-го КА		
	гарантированная	интегральная	трасса
1			
13			
85			

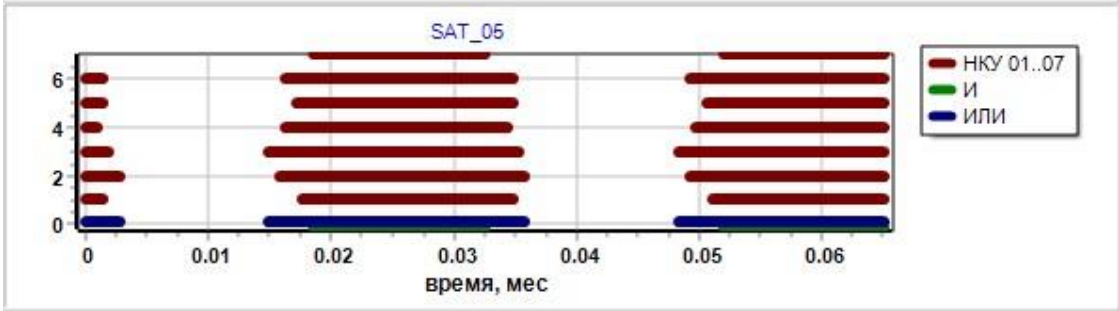
D. Доступность НКУ

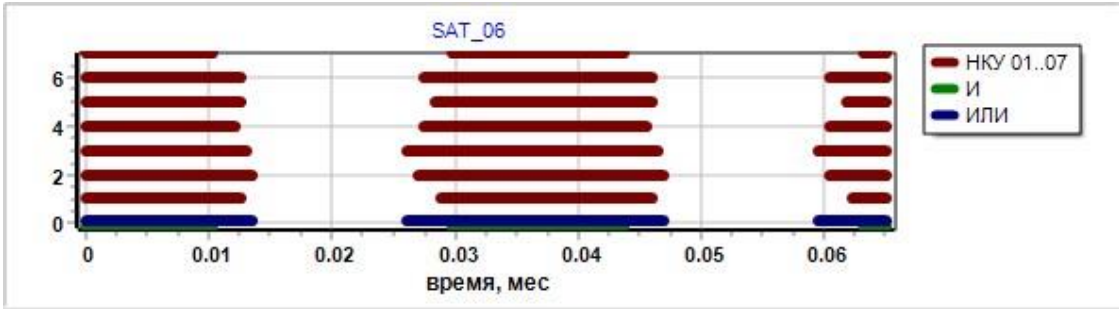












Е. Доступность на первом витке и по плоскостям

Доступности на первом витке

Маска, град	Интегральная доступность	Гарантированное покрытие, %
5	**1.00000**	**100.00**
25	**0.99999**	**99.97**
40	**0.79063**	**39.70**

Доступность по плоскостям

Маска, град	КА: 1,2,3		КА: 4,5,6	
	Интегральная доступность	Гарантированное покрытие, %	Интегральная доступность	Гарантированное покрытие, %
5	**0.00000**	**3.84**	**0.00000**	**3.82**
25	**0.00000**	**0.00**	**0.00000**	**0.00**
40	**0.00000**	**0.00**	**0.00000**	**0.00**

Все полученные результаты по каждому типу построения ОГ сведены в таблицы и представлены в виде множества возможных решений, построенного по группам критериев. Из множества возможных решений по принципу Парето можно выбрать одно или несколько предпочтений. Соответственно, наиболее предпочтительным вариантом среди рассматриваемых является тот, который имеет наибольшие соответствующие показатели.

4.1.1 Сравнение структур ОГ НКА типа QZSS

В таблице 4.4 содержатся результаты вычисления интегральной доступности и гарантированного покрытия на первом витке для ОГ на базе КА типа QZSS, отличающихся расположением долгот трасс, для различных групп потребителей.

Таблица 4.4 – Результаты расчета доступности для ОГ QZSS

Группировка	маска 5 град.		маска 25 град.		маска 40 град.	
	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	1 виток		1 виток		1 виток	
П1.1. ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.99999	99.97	0.79063	39.70
П1.2. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.97375	76.42	0.69631	12.82
П1.3. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.97713	71.15	0.68229	5.14
П1.4. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.97471	72.18	0.68989	8.86
П1.5. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.96925	72.06	0.67730	8.93
П1.6. ОГ QZSS с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.97566	80.83	0.60507	0.00

В таблице 4.5 приводится сортировка ОГ QZSS на первом витке для маски 25 градусов, при этом ОГ упорядочены соответственно по убыванию значений интегральной доступности и гарантированного покрытия.

Таблица 4.5 – Сортировка ОГ QZSS по доступности для маски 25°

Группировка	маска 25 град. Интегр. доступн. (ИД) 1 виток
П1.1. ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	0.99999
П1.3. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.97713
П1.6. ОГ QZSS с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	0.97566
П1.4. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.97471
П1.2. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.97375
П1.5. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.96925

Группировка	маска 25 град. Гарантир. покрытие, % (ГП) 1 виток
П1.1. ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	99.97
П1.6. ОГ QZSS с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	80.83
П1.2. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	76.42
П1.4. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	72.18
П1.5. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	72.06
П1.3. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	71.15

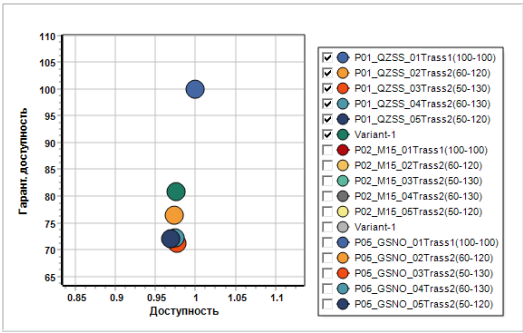
В таблице 4.6 приводится сортировка ОГ QZSS на первом витке для маски 40 градусов, при этом ОГ упорядочены соответственно по убыванию значений интегральной доступности и гарантированного покрытия.

Таблица 4.6 – Сортировка ОГ QZSS по доступности для маски 40°

Группировка	маска 40 град. Интегр. доступн. (ИД) 1 виток
П1.1. ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	0.79063
П1.2. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.69631
П1.4. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.68989
П1.3. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.68229
П1.5. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.67730
П1.6. ОГ QZSS с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	0.60507

Группировка	маска 40 град. Гарантир. покрытие, % (ГП) 1 виток
П1.1. ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	39.70
П1.2. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	12.82
П1.3. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	5.14
П1.4. ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	8.86
П1.5. ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	8.93
П1.6. ОГ QZSS с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	0.00

На рисунке 4.1 отображено множество возможных решений для ОГ QZSS. Как видно из полученных результатов, из рассмотренных ОГ типа QZSS наиболее предпочтительной ОГ является однотрассовый вариант. Другие варианты с точки зрения доступности примерно одинаковы.



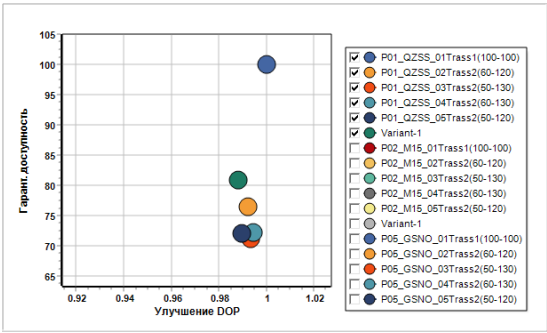


Рисунок 4.1 – Множество возможных решений QZSS
(маска 25 град.)

4.1.2 Сравнение структур ОГ НКА типа М15

В таблице 4.7 содержатся результаты вычисления интегральной доступности и гарантированного покрытия на первом витке для ОГ на базе КА типа М15, отличающихся расположением долгот трасс, для различных групп потребителей.

Таблица 4.7 – Результаты расчета доступности для ОГ М15

Группировка	маска 5 град.		маска 25 град.		маска 40 град.	
	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	1 виток		1 виток		1 виток	
П2.1. ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	1.00000	100.00	1.00000	100.00	0.92090	62.50
П2.2. ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.99314	91.78	0.83184	28.68
П2.3. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.99715	93.95	0.81904	18.09
П2.4 ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.99596	92.11	0.82607	23.16
П2.5. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.99139	90.30	0.81461	22.95
П2.6. ОГ М15 с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.99116	93.15	0.78989	1.25

В таблице 4.8 приводится сортировка ОГ М15 на первом витке для маски 25 градусов, при этом ОГ упорядочены соответственно по убыванию значений интегральной доступности и гарантированного покрытия.

Таблица 4.8 – Сортировка ОГ М15 по доступности для маски 25°

Группировка	маска 25 град. Интегр. доступн. (ИД) 1 виток
П2.1. ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	1.00000
П2.3. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.99715
П2.4 ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.99596
П2.2. ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.99314
П2.5. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.99139
П2.6. ОГ М15 с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	0.99116

Группировка	маска 25 град. Гарантир. покрытие, % (ГП) 1 виток
П2.1. ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	100.00
П2.3. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	93.95
П2.6. ОГ М15 с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	93.15
П2.4 ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	92.11
П2.2. ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	91.78
П2.5. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	90.30

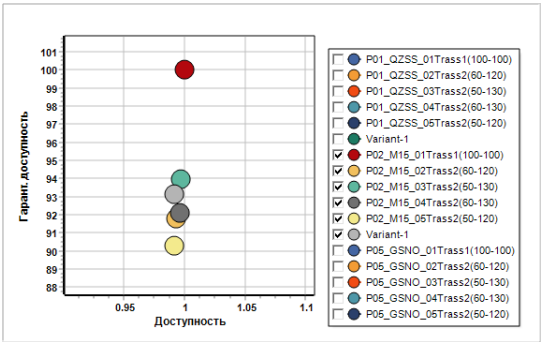
В таблице 4.9 приводится сортировка ОГ М15 на первом витке для маски 40 градусов, при этом ОГ упорядочены соответственно по убыванию значений интегральной доступности и гарантированного покрытия.

Таблица 4.9 – Сортировка ОГ М15 по доступности для маски 40°

Группировка	маска 40 град. Интегр. доступн. (ИД) 1 виток
П2.1. ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	0.92090
П2.2. ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.83184
П2.4 ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.82607
П2.3. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.81904
П2.5. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.81461
П2.6. ОГ М15 с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	0.78989

Группировка	маска 40 град. Гарантир. покрытие, % (ГП) 1 виток
П2.1. ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	62.50
П2.2. ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	28.68
П2.4 ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	23.16
П2.5. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	22.95
П2.3. ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	18.09
П2.6. ОГ М15 с ГДВУ 20, 80, 140 град, наклонением 64.8 град (трехтрассовый вариант)	1.25

На рисунке 4.2 отображено множество возможных решений для ОГ М15. Как видно из полученных результатов, из рассмотренных ОГ типа М15 наиболее предпочтительной ОГ является однотрассовый вариант. Другие варианты с точки зрения доступности примерно одинаковы.



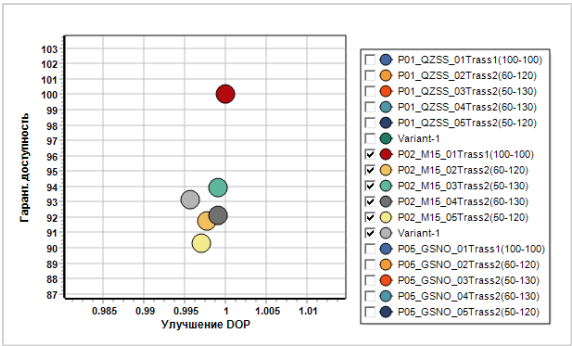


Рисунок 4.2 – Множество возможных решений М15

(маска 25 град.)

4.1.3 Сравнение структур ОГ НКА типа ГСНО

В таблице 4.10 – Результаты расчета доступности для ОГ ГСНО содержатся результаты вычисления интегральной доступности и гарантированного покрытия на первом витке для ОГ на базе КА типа ГСНО, отличающихся расположением долгот трасс, для различных групп потребителей.

Таблица 4.10 – Результаты расчета доступности для ОГ ГСНО

Группировка	маска 5 град.		маска 25 град.		маска 40 град.	
	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	1 виток		1 виток		1 виток	
П5.1. ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.96498	72.34	0.62921	22.59
П5.2. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.99965	99.05	0.90236	37.12	0.54144	3.46
П5.3. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.89999	29.49	0.53255	0.00
П5.4. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.00000	100.00	0.89869	31.69	0.53462	1.18
П5.5. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.99955	98.58	0.89273	31.79	0.52004	1.23

В таблице 4.11 приводится сортировка ОГ ГСНО на первом витке для маски 25 градусов, при этом ОГ упорядочены соответственно по убыванию значений интегральной доступности и гарантированного покрытия.

Таблица 4.11 – Сортировка ОГ ГСНО по доступности для маски 25°

Группировка	маска 25 град. Интегр. доступн. (ИД) 1 виток
П5.1. ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	0.96498
П5.2. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.90236
П5.3. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.89999
П5.4. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.89869
П5.5. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.89273

Группировка	маска 25 град. Гарантир. покрытие, % (ГП) 1 виток
П5.1. ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	72.34
П5.2. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	37.12
П5.5. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	31.79
П5.4. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	31.69
П5.3. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	29.49

В таблице 4.12 приводится сортировка ОГ ГСНО на первом витке для маски 40 градусов, при этом ОГ упорядочены соответственно по убыванию значений интегральной доступности и гарантированного покрытия.

Таблица 4.12 – Сортировка ОГ ГСНО по доступности для маски 40°

Группировка	маска 40 град. Интегр. доступн. (ИД) 1 виток
П5.1. ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	0.62921
П5.2. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.54144
П5.4. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.53462
П5.3. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.53255
П5.5. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.52004

Группировка	маска 40 град. Гарантир. покрытие, % (ГП) 1 виток
П5.1. ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)	22.59
П5.2. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	3.46
П5.5. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.23
П5.4. ОГ ГСНО с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	1.18
П5.3. ОГ ГСНО с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)	0.00

На рисунке 2.3 отображено множество возможных решений для ОГ ГСНО. Как видно из полученных результатов, из рассмотренных ОГ типа ГСНО наиболее предпочтительной ОГ является однотрассовый вариант. Другие варианты с точки зрения доступности примерно одинаковы.

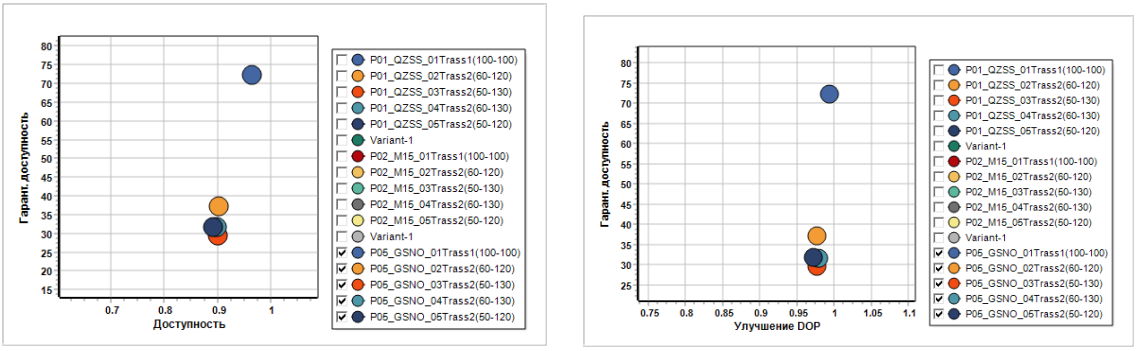
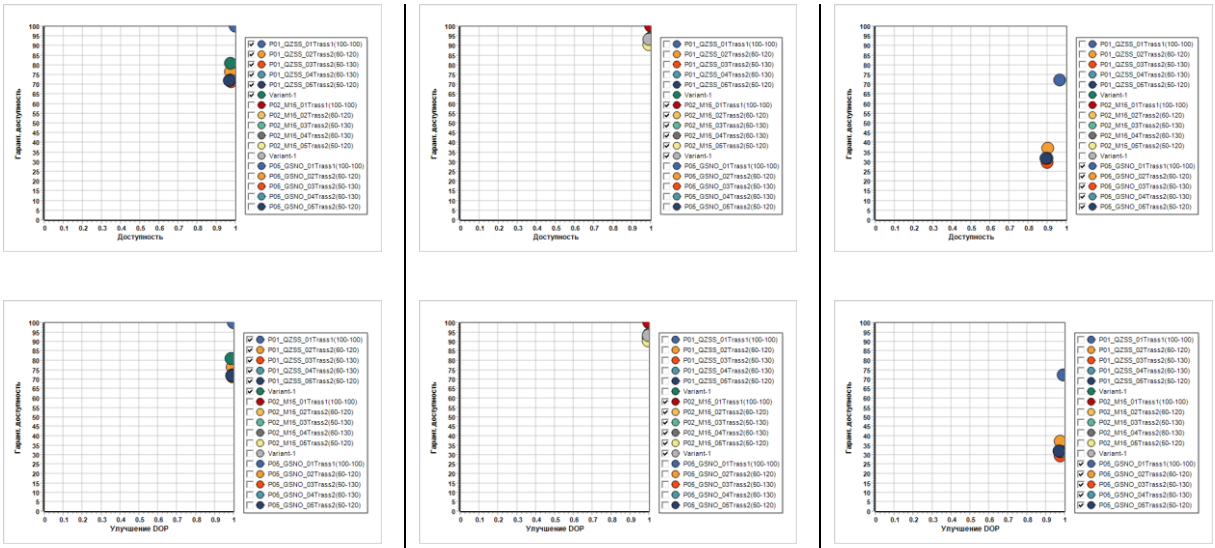


Рисунок 4.3 – Множество возможных решений ГСНО

(маска 25 град.)

4.1.3 Предложения по выбору вариантов облика ОГ НКА улучшающих характеристики ГЛОНАСС

На рисунках 4.,4 4.5 отображены множества возможных решений для ОГ QZSS, M15, ГСНО, которые изображены по отдельности и совместно соответственно.



QZSS | M15 | ГСНО

Рисунок 4.4 – Сравнительный анализ типов ОГ между собой

(маска 25 град.)

единый масштаб с увеличением

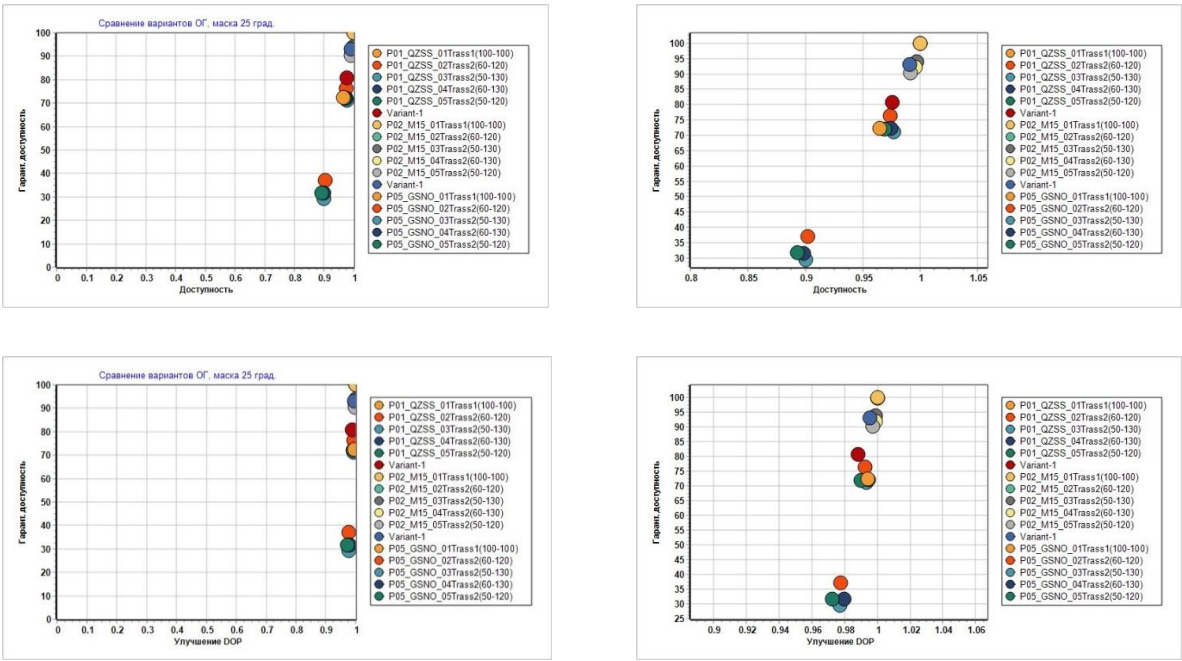


Рисунок 4.5 – Сравнительный анализ ОГ QZSS, M15, ГСНО (маска 25 град.)

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие предложения.

1. Сравнивать ОГ между собой необходимо при угле маски 25 град. и выше, т.к. При маске 5 град. эволюция орбит НКА не приводит к ухудшению параметров доступности.

2. Все НКА рассмотренных орбитальных группировок наблюдаются НКУ как в режиме «И», так и «ИЛИ» не менее 7 часов.

3. Использование в качестве одного из показателей улучшение мгновенного геометрического фактора практически не влияет на выбор ОГ. Достаточно использовать гарантированную и интегральную доступности.

4. Для рассмотренных вариантов ОГ типа QZSS наиболее предпочтительным является однотрассовый вариант П1.1 (ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град). Другие варианты (в том числе трехтрассовый) с точки зрения доступности примерно одинаковы.

5. Для рассмотренных вариантов ОГ типа M15 однотрассовый вариант также показал лучшие результаты (ОГ M15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град). Тем

не менее, остальные варианты (в том числе трехтрассовый) также имеют высокие показатели доступности. Поэтому однозначно говорить о преимуществе однотрассового варианта нельзя.

6. Для рассмотренных вариантов ОГ типа ГСНО однотрассовый вариант также показал лучшие результаты (ОГ ГСНО с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град). Другие варианты (в том числе трехтрассовый) с точки зрения доступности примерно одинаковы и имеют более низкие показатели доступности.

7. По количеству трасс однотрассовый вариант является более предпочтительным для всех типов ОГ. Тем не менее, двухтрассовый вариант достаточно «стабилен» по отношению к вариантам выбора ГДВУ, что дает основание полагать существование оптимального двухтрассового варианта.

8. В целом (см. рисунки 4.4, 4.5) можно ранжировать типы ОГ следующим образом: на первом месте QZSS(однотрассовый)+M15, далее QZSS, ГСНО. обеспечивают улучшение характеристик без учета коррекций и ухудшения качества под воздействием возмущающих факторов. Поэтому именно на них надо обратить особое внимание при формировании методики анализа деградации под воздействием возмущающих факторов различного типа и разработке требований по поддержанию параметров структуры группировок многоцелевых КА, обеспечивающих выполнение функциональных требований.

9. Дополнение ГЛОНАСС представленными таблицами 4.1 и 4.2 орбитальными группировками гарантирует непрерывность навигационного поля для выбранных региональных потребителей даже при выводе из нее 1-го или даже 2-х НКА.

10. Основными факторами, влияющими на ухудшение параметров доступности, являются эволюция долгот восходящих узлов трасс, эксцентриситета, аргумента широты перигея.

11. Поддержание параметров структуры ОГ, обеспечивающих выполнение функциональных требований к ВКК в части навигационных услуг, может быть осуществлено следующими подходами:

- выбором построения ОГ с учетом индивидуального упреждения номинального значения аргумента широты перигея орбиты каждого НКА;
- компенсацией изменения параметров гринвичской долготы восходящего узла и эксцентриситета за счет использования корректирующей двигательной установки.

4.2 Исследование пассивного метода по минимизации деградации орбитальной группировки

В рамках предложенной методики следующим этапом является провести исследование пассивного метода по минимизации деградации ОГ за счет упреждающего подбора номинальных параметров группировок. На данном этапе рассматриваются также все группировки, кроме заведомо плохих, выявленных на предыдущем этапе.

Как и в п.4.1 ниже, в п.4.2.1 приведена иллюстрация результатов выполнения расчетов с использованием созданного ПМО для одного варианта исходных данных, а в п.4.2.2 все варианты расчетов обобщены в виде результирующих таблиц и рисунков.

4.2.1. Пример анализа варианта построения ОГ с учетом упреждающего подбора аргумента широты перигея

В разделе рассматриваются следующий вариант построения ОГ QZSS с учетом упреждения аргумента широты перигея при эволюции - ГДВУ 100 град, наклонение 64.8 град (однотрассовый вариант).

На рисунке 4.6 изображена эволюция аргумента широты перигея с учетом упреждения его номинального значения, а на рисунке 4.7 – эволюция трассы для выбранной ОГ. С помощью ПМО рассчитываются следующие характеристики для масок 5, 25 и 40 град.:

A) Доступности при эволюции

B) Номинальная доступность

C) Доступность без одного КА

D) Доступность НКУ

E) Доступность на первом витке

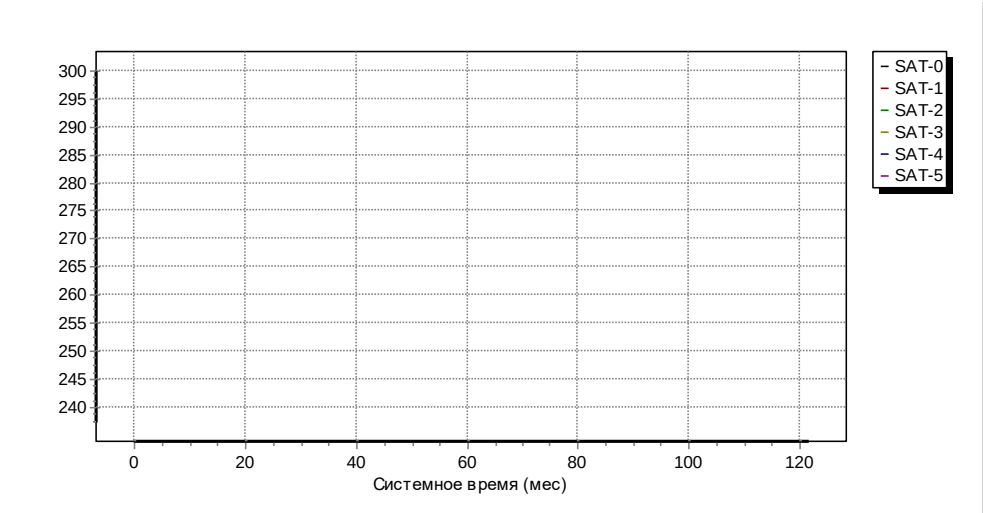


Рисунок 4.6 – QZSS с ГДВУ 100° (однотрассовый вариант) эволюция аргумента широты перигея с учетом упреждения

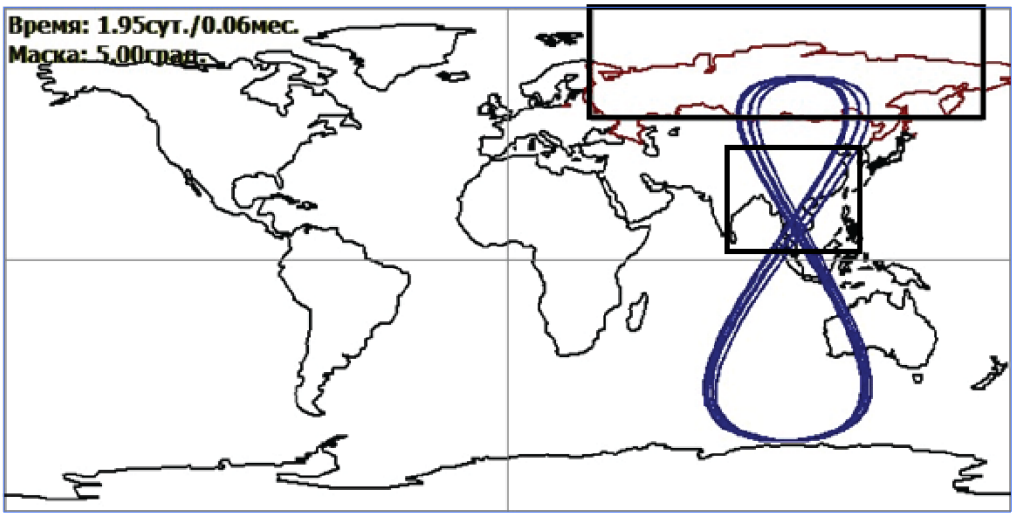
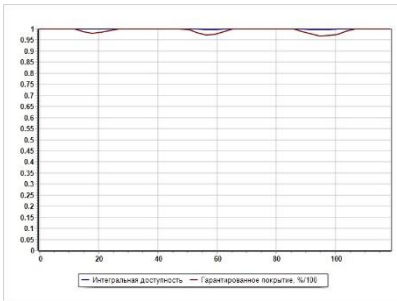
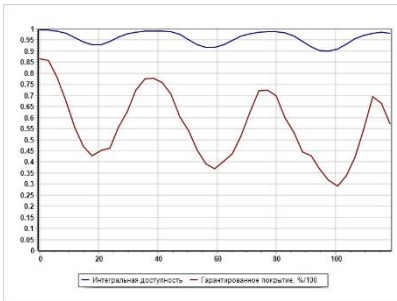
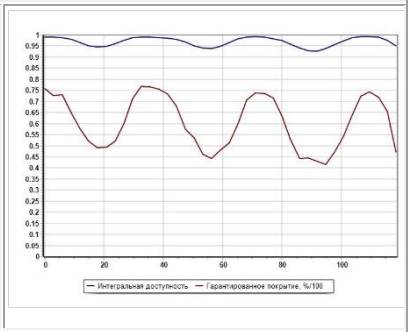
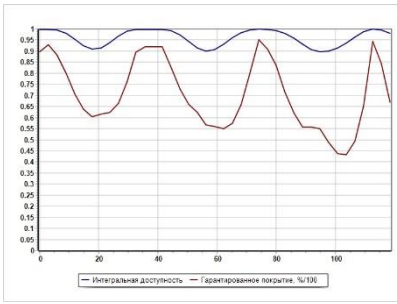
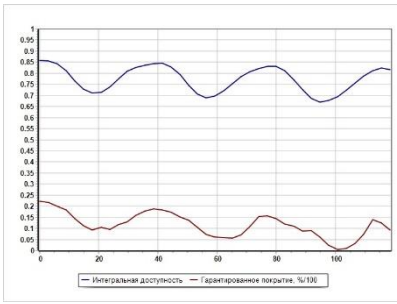
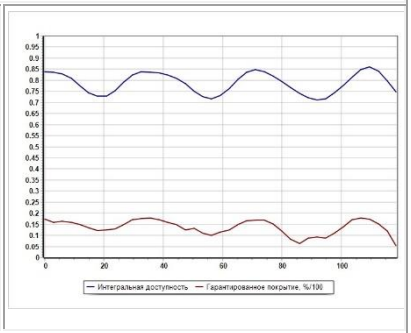


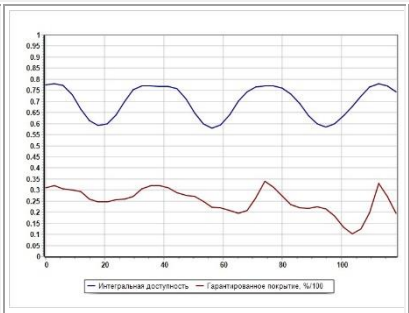
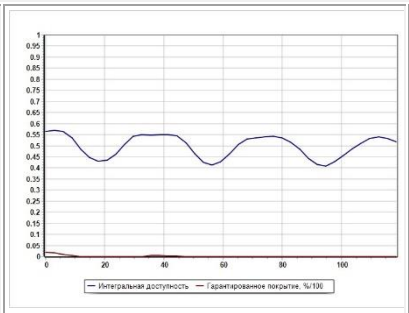
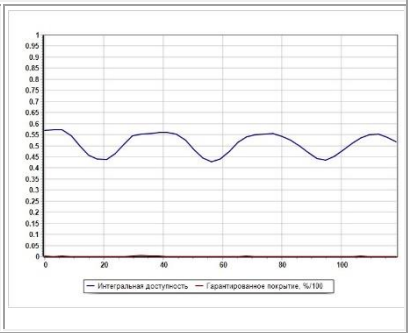
Рисунок 4.7 – Трассы КА орбитальной группировки

A. Доступности при эволюции

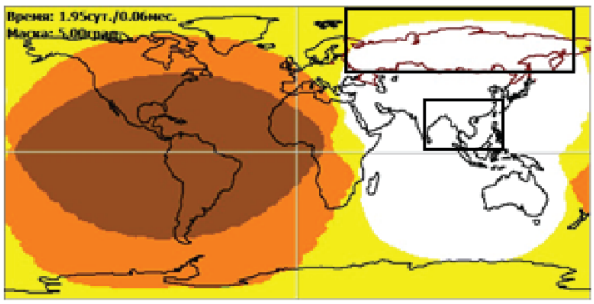
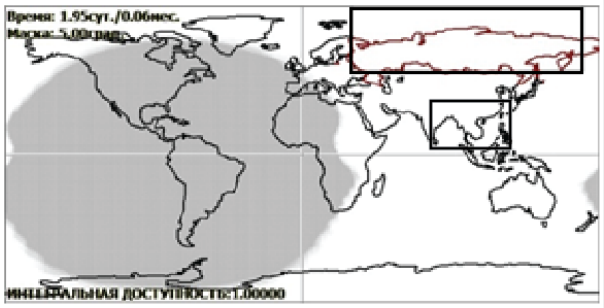
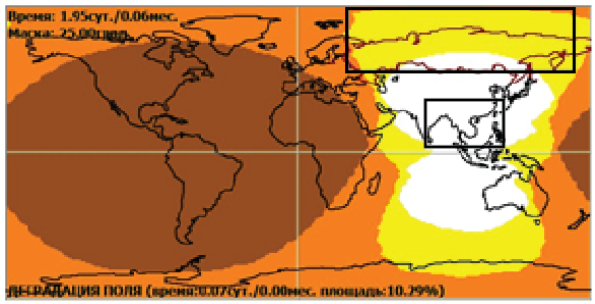
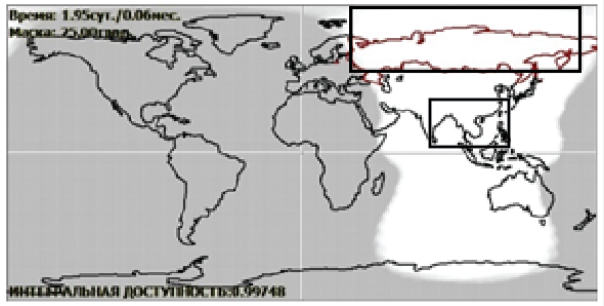
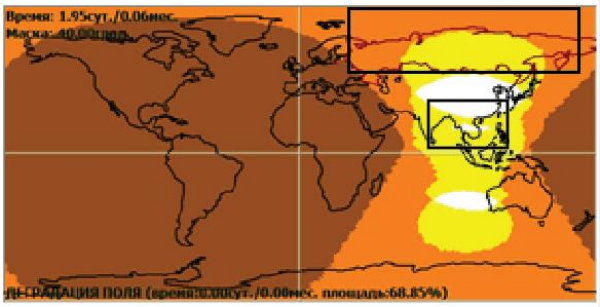
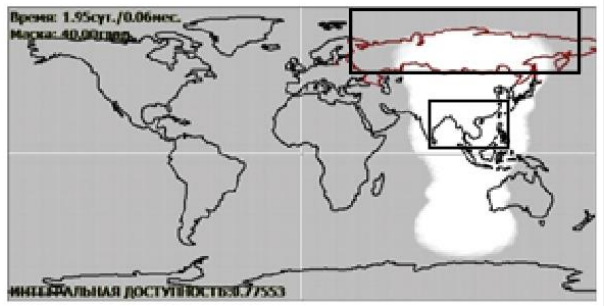
Время, мес.	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	все КА		без 1-го КА		без 4-го КА	

Маска 5 град.						
						
0.06	1.00000	100.00	0.99460	86.52	0.99007	75.90
118.42	1.00000	100.00	0.98154	57.19	0.95188	47.22
ИД мин	0.99787	96.77	0.90049	31.67	0.92738	42.95
ГП мин	0.99787	96.77	0.91047	29.18	0.93859	41.46

Маска 25 град.						
						
0.06	0.99748	89.71	0.85801	22.18	0.83848	17.32
118.42	0.98023	66.94	0.81558	9.17	0.74771	5.48
ИД мин	0.89729	54.89	0.67017	6.00	0.71064	9.19
ГП мин	0.93574	43.18	0.69515	0.54	0.74771	5.48

Маска 40 град.						
						

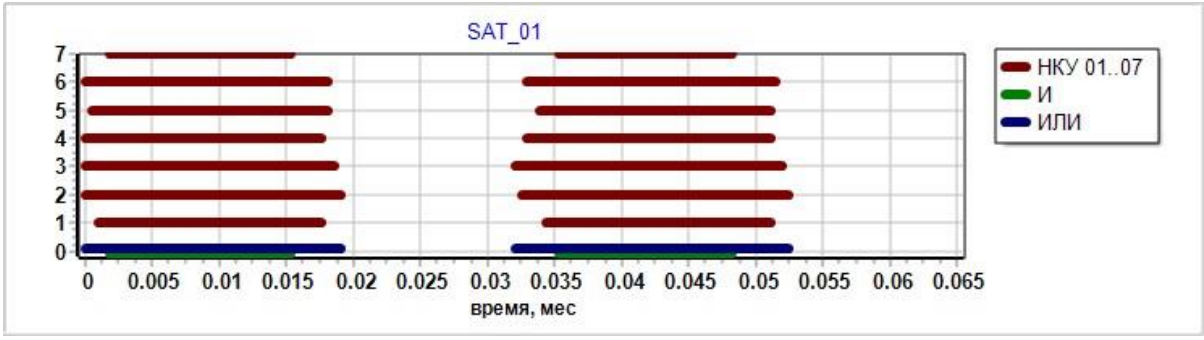
0.06	0.77553	31.15	0.56564	1.87	0.56937	0.28
118.42	0.74219	19.48	0.51910	0.00	0.51780	0.00
ИД мин	0.57882	22.25	0.40849	0.00	0.42741	0.00
ГП мин	0.67726	10.36	0.48474	0.00	0.57282	0.00

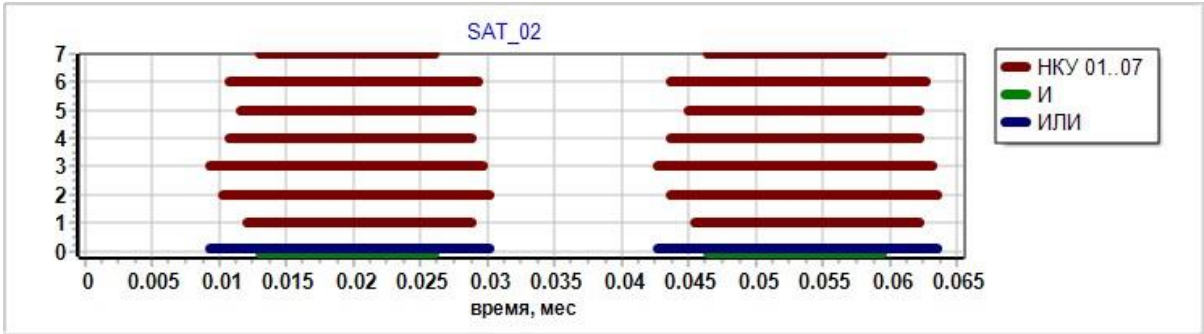
Маска, град	В) Номинальная доступность	
	гарантированная	интегральная
5		
25		
40		

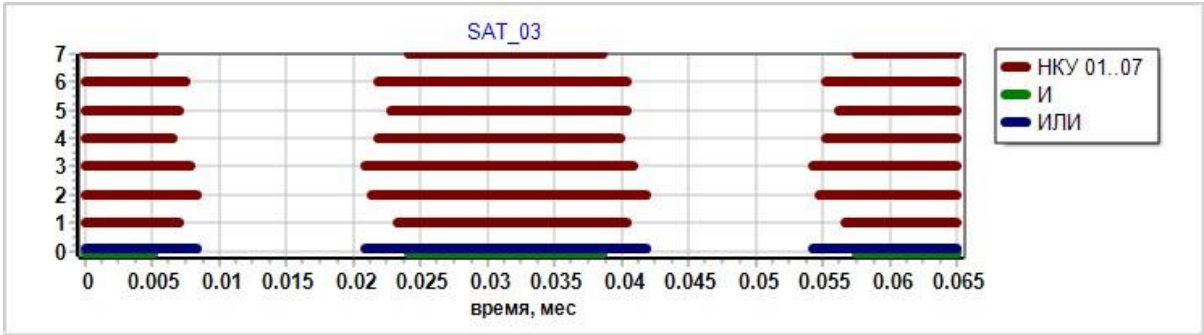
C) Доступность без одного КА

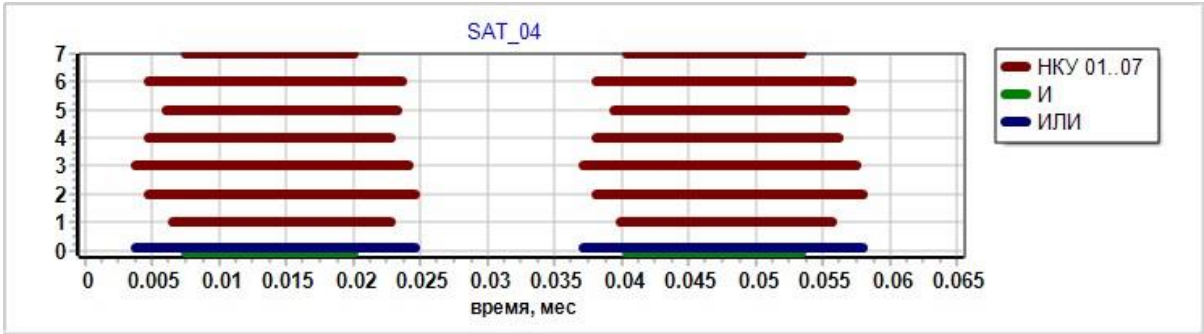
КА--	Интегр. доступн.	Гарантир. покрытие, %	Интегр. доступн.	Гарантир. покрытие, %	Интегр. доступн.	Гарантир. покрытие, %
		маска 5 град		маска 25 град		маска 40 град
1	0.99460	86.52	0.85801	22.18	0.56564	1.87
2	0.98304	67.15	0.81348	13.22	0.56649	0.00
3	0.98806	73.38	0.83832	16.10	0.57068	0.00
4	0.99007	75.90	0.83848	17.32	0.56937	0.28
5	0.98194	67.15	0.80952	13.22	0.55774	0.00
6	0.99369	83.08	0.86181	20.48	0.57570	1.30

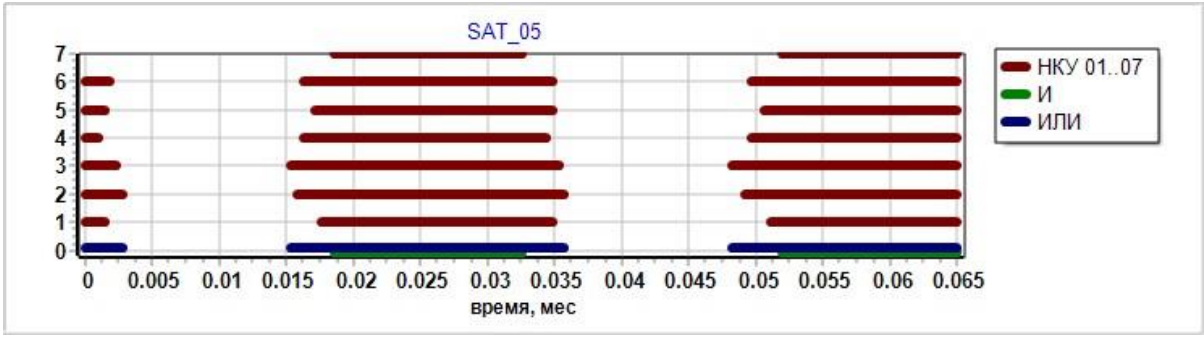
D. Доступность НКУ

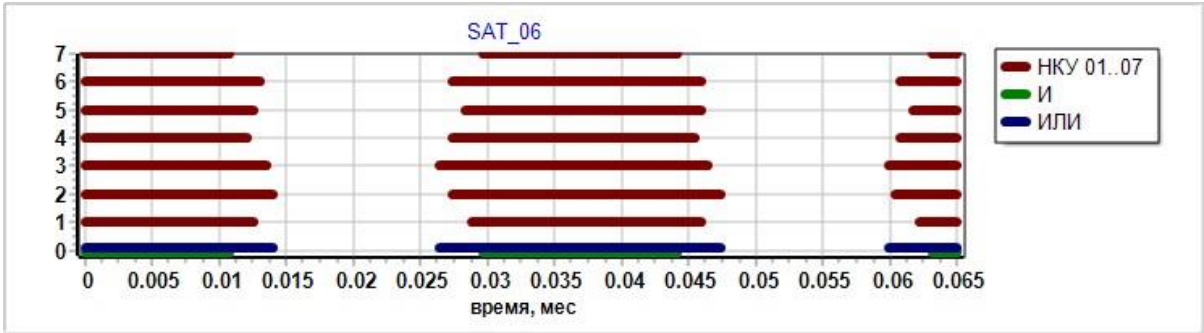












Е. Доступность на первом витке

Маска, град	Интегральная доступность	Гарантированное покрытие, %
5	1.00000	100.00
25	0.99748	89.71
40	0.77553	31.15

4.2.2. Сравнение вариантов построения ОГ без и с учетом упреждающего подбора аргумента широты перигея

Результаты сравнения для однотрассовых и двухтрассовых ОГ QZSS и M15 представлены ниже (таблицы 4.13 – 4.21). В левой части таблиц содержатся результаты моделирования без упреждающего подбора аргумента широты перигея

(АШП), в левой части – с упреждающим подбором. Красным цветом выделены параметры для сравнения.

Таблица 4.13 – Сравнение доступности для ОГ QZSS с ГДВУ 100 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

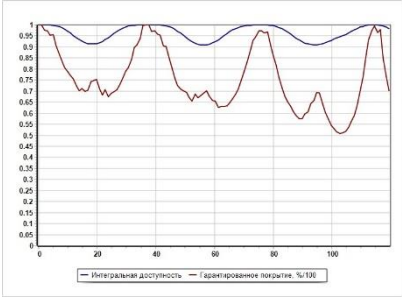
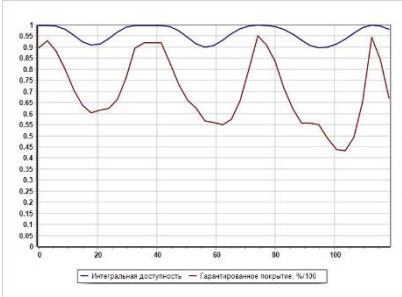
ОГ QZSS с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.99999	99.97	0.99748	89.71
118.42	0.98320	70.11	0.98023	66.94
ИД мин	**0.90850**	69.19	**0.89729**	54.89
ГП мин	0.94565	**50.80**	0.93574	**43.18**

Таблица 4.14 – Сравнение доступности для ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

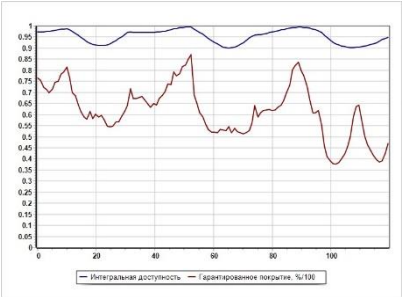
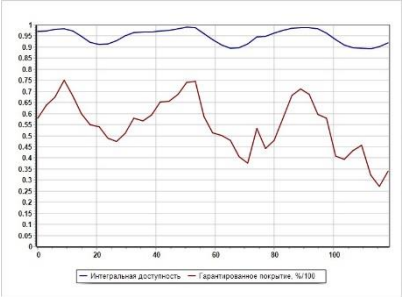
ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.97375	76.42	0.97164	50.49
118.42	0.94753	46.95	0.86954	35.77
ИД мин	**0.89974**	54.42	**0.85664**	37.87
ГП мин	0.91980	**37.69**	0.87457	**32.68**

Таблица 4.15 – Сравнение доступности для ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

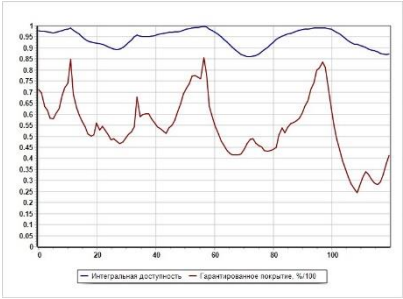
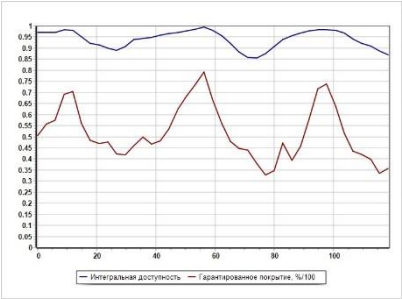
ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.97713	71.15	0.97164	50.49
119.41	0.87194	41.39	0.86954	35.77
ИД мин	**0.86036**	48.64	**0.85664**	37.87
ГП мин	0.91619	**24.53**	0.87457	**32.68**

Таблица 4.16 – Сравнение доступности для ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

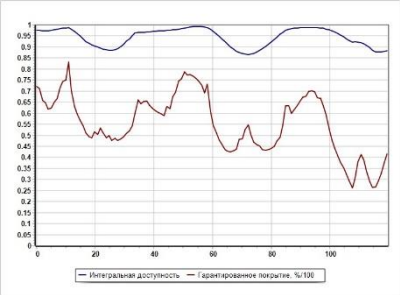
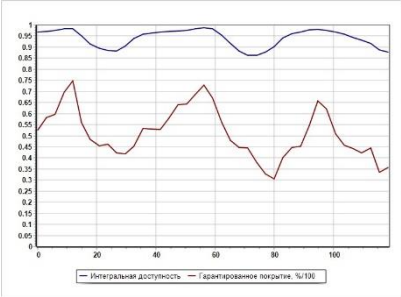
ОГ QZSS с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.97471	72.18	0.96939	52.59
119.41	0.88344	41.46	0.87688	35.77
ИД мин	**0.86601**	54.77	**0.86199**	37.87
ГП мин	0.92277	**26.28**	0.90221	**30.58**

Таблица 4.17 – Сравнение доступности для ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

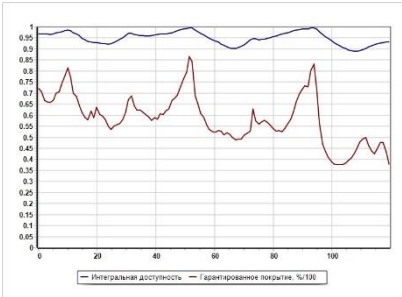
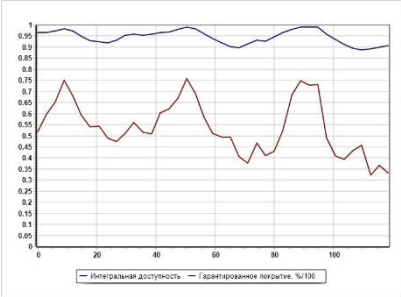
ОГ QZSS с ГДВУ 50 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.96925	72.06	0.96488	51.91
119.41	0.93214	37.88	0.90663	33.19
ИД мин	**0.89002**	45.15	**0.88816**	45.82
ГП мин	0.92115	**37.59**	0.89126	**32.31**

Таблица 4.18 – Сравнение доступности для ОГ М15 с ГДВУ 100 град
при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

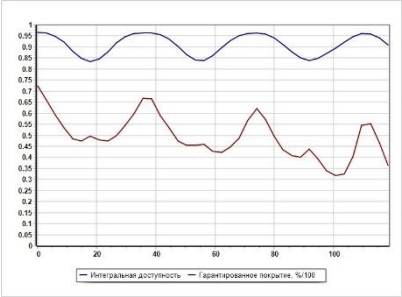
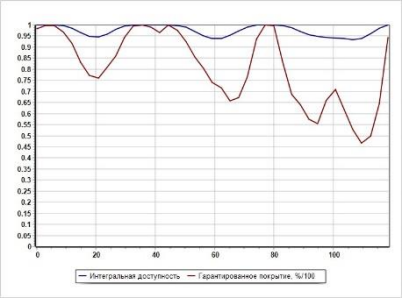
ОГ М15 с ГДВУ 100 град, наклонением 64.8 град (однотрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.96498	72.34	0.99940	98.27
119.41	0.90967	36.50	0.99889	94.29
ИД мин	**0.83463**	49.54	**0.93332**	52.86
ГП мин	0.89577	**31.81**	0.93932	**46.76**

Таблица 4.19 – Сравнение доступности для ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

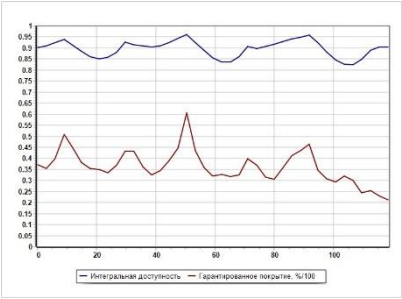
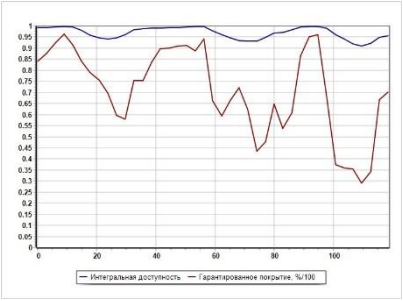
ОГ М15 с ГДВУ 60 и 120 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.90236	37.12	0.99160	84.21
119.41	0.90583	21.35	0.95508	70.14
ИД мин	**0.82446**	30.01	**0.91031**	29.08
ГП мин	0.90583	**21.35**	0.91031	**29.08**

Таблица 4.20 – Сравнение доступности для ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

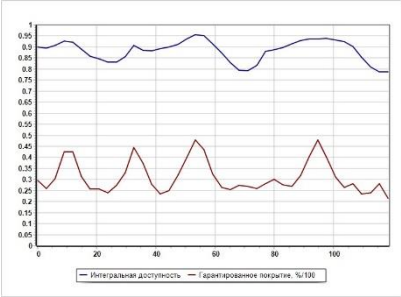
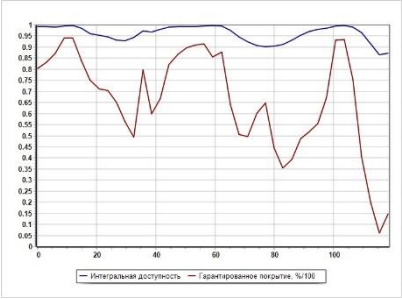
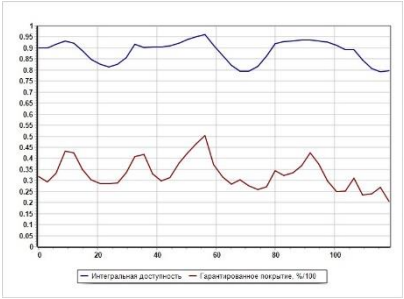
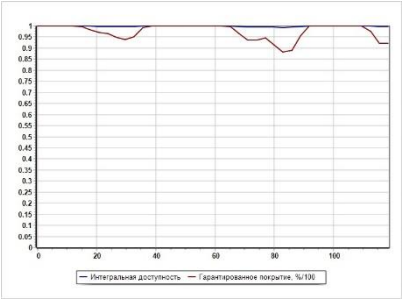
ОГ М15 с ГДВУ 50 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.89999	29.49	0.99346	80.35
119.41	0.78802	21.40	0.87257	14.72
ИД мин	**0.78785**	28.21	**0.86585**	6.11
ГП мин	0.78802	**21.40**	0.86585	**6.11**

Таблица 4.21 – Сравнение доступности для ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град при наличии упреждения и без упреждения номинального значения АШП

ОГ М15 с ГДВУ 60 и 130 град, наклонением 64.8 град (двухтрассовый вариант)				
	Без упреждающего подбора		С упреждающим подбором	
				
0.06	0.89869	31.69	1.00000	100.00
119.41	0.79737	20.58	0.99640	92.22
ИД мин	**0.79259**	26.78	**0.99334**	88.38
ГП мин	0.79737	**20.58**	0.99334	**88.38**

4.2.3 Предложения по использованию пассивного метода

По результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Само по себе формирование упреждения является сугубо индивидуальным для каждого НКА ОГ.

2. Формирование ОГ с упреждением номинального значения аргумента широты перигея не всегда приводит к увеличению показателей доступности.

3. При окончательном выборе ОГ ВКК необходимо дополнительно исследовать вопрос, связанный с подбором индивидуальных исходных данных для каждого НКА ОГ.

4.3 Исследование методов и технологий активной компенсации деградации номинальных орбитальных параметров

Стратегия коррекции подразумевает определение совокупности корректируемых параметров орбит, периодичности проведения коррекций и затрат характеристической скорости на весь срок активного существования группировки. Будем исходить из того, что корректировать орбиту надо в том случае, когда эволюция баллистической структуры ухудшает показатель целевой эффективности системы.

Для разработки предложений по стратегии будем учитывать характер эволюции элементов орбит ОГ. Анализ длительной эволюции параметров орбит QZSS, ГСНО и М15 НКА, полученные на этапе 1 (п. 4.1) показывают, что для них характерны долгопериодическое возмущение ГДВУ трассы, а также монотонные вековые возмущения эксцентриситета, аргумента перигея и наклонения.

При этом на показатели доступности существенное влияние оказывает эволюция долгот восходящих узлов трасс, размещенных почти симметрично относительно точки устойчивого равновесия (75°в.д.), которые сходятся-расходятся в противофазе. Это приводит к их периодическому слиянию или расхождению, что ухудшает покрытие либо на восточной и западной границе РФ, либо в центральной ее части. Поэтому удержание гринвичских долгот трасс в

заданных пределах относительно номинальных значений должно быть обязательной компонентой стратегии. Кроме того, необходимо отметить

- если происходит нарушение условий приема Потребителем навигационного радиосигнала с НКА, вызванное увеличением высоты апоцентрп, то необходимо дополнительное проведение коррекции эксцентриситета;
- в случае ухудшения параметров доступности при отклонении «оси» трасс НКА от условной вертикали необходима коррекция аргумента перицентра.

При этом

- для коррекции эксцентриситета или периода обращения импульс скорости прикладывается в апоцентре или в перицентре витка;
- чтобы сохранить драконический период и постоянство аргумента перицентра, изменение эксцентриситета проводится двумя маневрами;
- импульс скорости при коррекции аргумента перицентра прикладывается в точках орбиты с истинной аномалией ±90°, а коррекция включает два маневра с целью сохранения драконического периода обращения при постоянстве эксцентриситета.

Вектор импульса скорости $\Delta\mathbf{V}$ в инерциальной СК вычислется по формуле (4.1).

$$\Delta\mathbf{V} = \mathbf{M}\Delta\mathbf{V}_{ORB} \tag{4.1}$$

где $\Delta\mathbf{V}_{ORB}$ – вектор импульса скорости в орбитальной системе координат;

$\mathbf{M}$ – матрица перехода между орбитальной и инерциальной системами координат.

Компоненты вектора скорости $\Delta\mathbf{V}_{ORB}$ (АГЭСК) определяются следующим образом

$$\Delta\mathbf{V}_{ORB} = \begin{pmatrix} \Delta\dot{X}_R \\ \Delta\dot{Y}_L \\ \Delta\dot{Z}_N \end{pmatrix} = \Delta V \begin{pmatrix} \cos\alpha\cos\beta \\ \cos\alpha\sin\beta \\ \sin\alpha \end{pmatrix} \tag{4.2}$$

где $\Delta\dot{X}_R$ – проекция импульса на радиус-вектор (R),

$\Delta\dot{Y}_L$ – проекция импульса на нормаль к радиусу вдоль орбиты (L),

$\Delta\dot{Z}_N$ – проекция импульса на бинормаль (N),

ΔV – модуль корректирующего импульса скорости,

α и β – углы, задающие направление вектора импульса в пространстве.

Примем, что направление импульса всегда трансверсальное. Тогда α=0, β=± π/2, причем положительное значение β соответствует импульсу вдоль вектора орбитальной скорости, а отрицательное – против него.

Рассмотрим компоненты стратегии коррекции орбит группировок МКА в части удержания ГДВУ, эксцентриситета и аргумента перигея.

Требования к характеристикам ДУ для формирования и поддержания ОГ ВКК получены на основании результатов расчетов стратегии коррекции двухтрассовых группировок типа QZSS и M15, однотрассовой ОГ типа QZSS и двухтрассовой ГСНО в режимах приведения эксцентриситета и аргумента широты перигея к номиналу или к граничному значению. Расчеты проведены с помощью модуля «Управление» ПМО. Напомним, что режим приведения к граничному значению актуален для исходного состояния группировок, формируемого в случае планируемого применения пассивной компенсации деградации орбитальной структуры.

Результаты расчетов показаны на рисунках ниже в формате файла, формируемого модулем ПМО «Управление». Формально файл результатов содержит 4 части – заголовок, параметры орбит группировки и характеристика структуры, требования стратегии и собственно результаты расчетов. В заголовке содержится идентификационная информация о группировке. Параметры орбит приводятся в виде таблицы, в которой приняты следующие обозначения:

«Номер» – идентификатор (номер) НКА;

«АДВУ» – долгота восходящего узла (ВУ) орбиты в АГЭСК, град;

«АШП» – аргумент широты перицентра;

«Накл» – наклонение плоскости орбиты, град;

«А» – большая полуось, км;

«E» – эксцентриситет орбиты;

«U» – аргумент широты КА, град;

«t до ВУ» – время полета, необходимое для достижения ВУ, с.

После которых указываются атрибуты ОГ:

- количество плоскостей орбит и НКА в них;
- количество трасс;
- перечень АДВУ трасс с привязкой к ним НКА.

Ограничения по точности управления:

- допустимый интервал ГДВУ ±5°;
- допустимое отклонение по эксцентриситету 10%;
- допустимый интервал аргумента широты перицентра ±10°.

На рисунках представлены пример результата в виде трёх таблиц параметров стратегии – прогнозируемое число коррекций, повторяемость их выполнения и затраты характеристической скорости для ГДВУ, эксцентриситета и АШП. При этом, стратегия поддержания ГДВУ одинакова для НКА, движущихся по одной и той же трассе, что и определяет число строк в таблице стратегии коррекции ГДВУ. Аналогично, из-за того, что коррекции эксцентриситета и АШП одинаковы по орбитальным плоскостям, число строк в таблицах стратегий коррекции эксцентриситета и АШП совпадает с числом орбитальных плоскостей группировки. Приняты следующие обозначения колонок таблиц:

– порядковый номер трассы в таблице стратегии ГДВУ или номер орбитальной плоскости в таблицах стратегии коррекции эксцентриситета и АШП;

ГДВУ – гринвичская долгота восходящего узла трассы;

RAAN – долгота восходящего узла орбиты в АГЭСК в таблицах эксцентриситета и аргумента широты перицентра;

КА – в таблице ГДВУ это перечень НКА на одной трассе, а в таблицах для эксцентриситета и аргумента широты перицентра - перечень НКА в одной плоскости;

Nk – рассчитанное количество приращений характеристической скорости сроке активного существования;

Пер – периодичность коррекций в сутках;

Vx – общие затраты характеристической скорости для коррекции орбит НКА в м/с .

4.3.1 Расчет стратегии коррекции ОГ QZSS

Двухтрассовая ОГ QZSS

Результаты расчетов стратегии показаны на рисунке 4.8 (приведение к номиналу) и на рисунке 4.9 (приведение на границу).

Стратегия коррекции QZSS.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : QZSS
Наименование  : ВКК ГЛОНАСС суточная наклонная орбита e=0.072
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         130       270       64.8      42164.7   0.072     360.0     0
2         130       270       64.8      42164.7   0.072     295.1     14360
3         250       270       64.8      42164.7   0.072     226.3     28720
4         250       270       64.8      42164.7   0.072     163.7     43081
5         10        270       64.8      42164.7   0.072     108.9     57440
6         10        270       64.8      42164.7   0.072     56.5      71800
    Число плоскостей 3
Число КА в плоскости 2
         Число трасс 2
 Долготы узлов трасс   70 -> КА [2,4,6]
                      130 -> КА [1,3,5]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         70        [2,4,6]   8         412       4.5
2         130       [1,3,5]   15        240       9.5
--------------------------------------------------
                                       Всего  14.00 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         130       [1..2]    6         561       67.3
2         250       [3..4]    1         2706      11.2
3         10        [5..6]    0         0         0.0
--------------------------------------------------
                                       Всего  78.50 м/с

Удержание АШП в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         130       [1..2]    5         722       110.0
2         250       [3..4]    5         671       89.1
3         10        [5..6]    1         1875      19.9
--------------------------------------------------
                                       Всего  219.00 м/с
```

Рисунок 4.8 – Стратегия коррекции QZSS

в режиме приведения к номиналу

Стратегия коррекции QZSS.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : QZSS
Наименование  : ВКК ГЛОНАСС суточная наклонная орбита e=0.072
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ
Срок активного существования 10 лет

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         130       270       64.8      42164.7   0.072     360.0     0
2         130       270       64.8      42164.7   0.072     295.1     14360
3         250       270       64.8      42164.7   0.072     226.3     28720
4         250       270       64.8      42164.7   0.072     163.7     43081
5         10        270       64.8      42164.7   0.072     108.9     57440
6         10        270       64.8      42164.7   0.072     56.5      71800
    Число плоскостей 3
Число КА в плоскости 2
         Число трасс 2
 Долготы узлов трасс   70 -> КА [2,4,6]
                      130 -> КА [1,3,5]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         70        [2,4,6]   8         412       4.5
2         130       [1,3,5]   15        240       9.5
-------------------------------------------------
                                       Всего  14.00 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         130       [1..2]    3         1122      67.1
2         250       [3..4]    1         2706      22.4
3         10        [5..6]    0         0         0.0
-------------------------------------------------
                                       Всего  89.50 м/с

Удержание АШП в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         130       [1..2]    2         1444      86.6
2         250       [3..4]    2         1342      70.1
3         10        [5..6]    1         1875      39.1
-------------------------------------------------
                                       Всего  195.80 м/с
```

Рисунок 4.9 – Стратегия коррекции QZSS
в режиме приведения на границу

Однотрассовая ОГ QZSS

Результаты расчета стратегии показаны на рисунке 4.10 (приведение к номиналу) и на рисунке 4.11 (приведение на границу).

Стратегия коррекции OneTrack.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : OneTrack
Наименование  : Однотрассовая ОГ типа QZSS
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         100       270       64.8      42164.7   0.072     360.0     0
2         220       270       64.8      42163.3   0.072     226.3     28720
3         340       270       64.8      42162.6   0.072     108.9     57442
4         160       270       64.8      42162.4   0.072     295.4     14300
5         280       270       64.8      42164.5   0.072     163.7     43081
6         40        270       64.8      42163.0   0.072     56.5      71800
    Число плоскостей 6
Число КА в плоскости 1
         Число трасс 1
 Долготы узлов трасс  100 -> КА [1-6]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         100       [1-6]     10        364       4.0
---------------------------------------------------
                                          Всего  4.00 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         100       [1..1]    6         532       67.2
2         220       [2..2]    2         1807      22.4
3         340       [3..3]    1         2047      11.0
4         160       [4..4]    4         753       44.8
5         280       [5..5]    4         840       44.2
6         40        [6..6]    3         1045      33.7
---------------------------------------------------
                                          Всего  223.30 м/с

Удержание АШП в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         100       [1..1]    3         1061      71.1
2         220       [2..2]    6         561       111.6
3         340       [3..3]    2         1585      35.9
4         160       [4..4]    6         576       123.9
5         280       [5..5]    4         887       69.1
6         40        [6..6]    2         1779      45.4
---------------------------------------------------
                                          Всего  457.00 м/с
```

Рисунок 4.10 – Стратегия коррекции QZSS

в режиме приведения к номиналу

Стратегия коррекции OneTrack.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : OneTrack
Наименование  : Однотрассовая ОГ типа QZSS
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ
Срок активного существования 10 лет

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         100       270       64.8      42164.7   0.072     360.0     0
2         220       270       64.8      42163.3   0.072     226.3     28720
3         340       270       64.8      42162.6   0.072     108.9     57442
4         160       270       64.8      42162.4   0.072     295.4     14300
5         280       270       64.8      42164.5   0.072     163.7     43081
6         40        270       64.8      42163.0   0.072     56.5      71800
    Число плоскостей 6
Число КА в плоскости 1
         Число трасс 1
 Долготы узлов трасс  100 -> КА [1-6]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         100       [1-6]     10        364       4.0
--------------------------------------------------
                                          Всего  4.00 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         100       [1..1]    3         1064      67.1
2         220       [2..2]    1         3614      22.4
3         340       [3..3]    1         2047      22.0
4         160       [4..4]    2         1506      44.7
5         280       [5..5]    2         1680      44.0
6         40        [6..6]    1         2090      22.4
--------------------------------------------------
                                          Всего  222.60 м/с

Удержание АШП в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         100       [1..1]    1         2122      46.6
2         220       [2..2]    3         1122      109.7
3         340       [3..3]    1         3170      35.3
4         160       [4..4]    3         1152      121.8
5         280       [5..5]    2         1774      67.9
6         40        [6..6]    1         3558      44.7
--------------------------------------------------
                                          Всего  426.00 м/с
```

Рисунок 4.11 – Стратегия коррекции QZSS

в режиме приведения на границу

4.3.2 Расчет стратегии коррекции ОГ М15

Результаты расчета стратегии коррекции двухтрассовой ОГ М15 показаны на рисунке 4.12 (приведение к номиналу) и на рисунке 4.13 (приведение на границу).

Стратегия коррекции M15.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : M15
Наименование  : ВКК ГЛОНАСС суточная наклонная орбита e=0.15
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         140       270       64.8      42164.8   0.15      360.0     0
2         140       270       64.8      42164.8   0.15      287.6     14360
3         260       270       64.8      42164.8   0.15      208.6     28720
4         260       270       64.8      42164.8   0.15      147.5     43081
5         20        270       64.8      42164.8   0.15      99.6      57440
6         20        270       64.8      42164.8   0.15      54.0      71800
    Число плоскостей 3
Число КА в плоскости 2
         Число трасс 2
 Долготы узлов трасс   80 -> КА [2,4,6]
                      140 -> КА [1,3,5]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         80        [2,4,6]   7         496       4.5
2         140       [1,3,5]   13        262       9.2
-------------------------------------------------
                                       Всего  13.70 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         140       [1..2]    6         601       142.8
2         260       [3..4]    4         885       91.7
3         20        [5..6]    1         3070      23.8
-------------------------------------------------
                                       Всего  258.30 м/с

Удержание АШП в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         140       [1..2]    5         665       229.5
2         260       [3..4]    4         737       148.6
3         20        [5..6]    1         1915      44.0
-------------------------------------------------
                                       Всего  422.10 м/с
```

Рисунок 4.12 – Стратегия коррекции М15

в режиме приведения к номиналу

Стратегия коррекции M15.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : M15
Наименование  : ВКК ГЛОНАСС суточная наклонная орбита e=0.15
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ
Срок активного существования 10 лет

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         140       270       64.8      42164.8   0.15      360.0     0
2         140       270       64.8      42164.8   0.15      287.6     14360
3         260       270       64.8      42164.8   0.15      208.6     28720
4         260       270       64.8      42164.8   0.15      147.5     43081
5         20        270       64.8      42164.8   0.15      99.6      57440
6         20        270       64.8      42164.8   0.15      54.0      71800
    Число плоскостей 3
Число КА в плоскости 2
         Число трасс 2
 Долготы узлов трасс   80 -> КА [2,4,6]
                      140 -> КА [1,3,5]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         80        [2,4,6]   7         496       4.5
2         140       [1,3,5]   13        262       9.2
-------------------------------------------------
                                       Всего  13.70 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         140       [1..2]    3         1202      142.5
2         260       [3..4]    2         1770      91.7
3         20        [5..6]    1         3070      47.5
-------------------------------------------------
                                       Всего  281.70 м/с

Удержание АШП в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         140       [1..2]    2         1330      180.7
2         260       [3..4]    2         1474      146.3
3         20        [5..6]    1         1915      86.6
-------------------------------------------------
                                       Всего  413.60 м/с
```

Рисунок 4.13 – Стратегия коррекции M15

в режиме приведения на границу

4.3.3 Расчет стратегии коррекции ОГ ГСНО

Результаты расчета стратегии коррекции двухтрассовой ОГ ГСНО показаны на рисунке 4.14 (приведение к номиналу) и на рисунке 4.15 (приведение на границу).

Для данного типа орбит коррекции АШП не проводятся, т.к. для такого типа орбит, в силу малости эксцентриситета как в начальный момент, так и в процессе эволюции орбиты, он вырождается. Сам эксцентриситет планируется удерживать в пределах не более 0.003.

Стратегия коррекции GSNO.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : GSNO
Наименование  : ВКК ГЛОНАСС суточная круговая орбита
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ
Срок активного существования 10 лет

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         120       270       64.8      42164.7   0         0.0       0
2         120       270       64.8      42164.7   0         300.0     14360
3         240       270       64.8      42164.7   0         240.0     28720
4         240       270       64.8      42164.7   0         180.0     43081
5         0         270       64.8      42164.7   0         120.0     57440
6         0         270       64.8      42164.7   0         60.0      71800
    Число плоскостей 3
Число КА в плоскости 2
         Число трасс 2
 Долготы узлов трасс   60 -> КА [2,4,6]
                      120 -> КА [1,3,5]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         60        [2,4,6]   9         370       4.3
2         120       [1,3,5]   15        232       9.2
--------------------------------------------------
                                       Всего  13.50 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме к номиналу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         120       [1..2]    0         0         0.0
2         240       [3..4]    0         0         0.0
3         0         [5..6]    0         0         0.0
--------------------------------------------------
                                       Всего  0.00 м/с
```

Рисунок 4.14 – Стратегия коррекции ГСНО

в режиме приведения к номиналу

Стратегия коррекции GSNO.strat

```
Стратегия коррекции группировки ВКК ГЛОНАСС
Идентификатор : GSNO
Наименование  : ВКК ГЛОНАСС суточная круговая орбита
Эпоха         : 7.7.2014.0.0.28784  ( 07/07/14 07:59:45 )  ДМВ
Срок активного существования 10 лет

Структура группировки

Номер     АДВУ      АШП       Накл      A         E         U         t до ВУ
1         120       270       64.8      42164.7   0         0.0       0
2         120       270       64.8      42164.7   0         300.0     14360
3         240       270       64.8      42164.7   0         240.0     28720
4         240       270       64.8      42164.7   0         180.0     43081
5         0         270       64.8      42164.7   0         120.0     57440
6         0         270       64.8      42164.7   0         60.0      71800
    Число плоскостей 3
Число КА в плоскости 2
         Число трасс 2
 Долготы узлов трасс   60 -> КА [2,4,6]
                      120 -> КА [1,3,5]

Требования к стратегии коррекции
Диапазон удержания ГДВУ +/-5 град от номинала
Диапазон удержания эксц. 10  % от номинала
Диапазон удержания АШП +/-10 град от номинала

Удержание долготы в режиме предельного цикла

#         ГДВУ      КА        Nk        Пер       Vx
1         60        [2,4,6]   9         370       4.3
2         120       [1,3,5]   15        232       9.2
-------------------------------------------------
                                       Всего  13.50 м/с

Удержание эксцентриситета в режиме на границу

#         RAAN      КА        Nk        Пер       Vx
1         120       [1..2]    0         0         0.0
2         240       [3..4]    0         0         0.0
3         0         [5..6]    0         0         0.0
-------------------------------------------------
                                       Всего  0.00 м/с
```

Рисунок 4.15 – Стратегия коррекции ГСНО
в режиме приведения на границу

4.3.5 Обобщенные оценки стратегии коррекций

В таблице 4.22 приведено обобщение результатов расчетов стратегии – числа коррекций, их периодичности и характеристической скорости удержания ГДВУ, эксцентриситета и аргумента перигея для режимов приведения

(к номиналу, на границу). Коррекция ГДВУ проводится по предельному циклу. Значения характеристической скорости округлены.

Таблица 4.22 – Обобщенные оценки стратегии коррекции

ОГ	Корректируемый параметр		Число коррекц	Период, сут	Хар. скор. м/с
QZSS 2 трассы	ГДВУ		8 ÷ 15	240÷412	5 ÷ 10
	Эксентриситет	к номиналу	0 ÷ 6	560÷2706	0 ÷ 67
		на границу	0 ÷ 3	1122÷2706	0 ÷ 67
	Аргумент перигея	к номиналу	1 ÷ 5	671÷1875	20 ÷ 110
		на границу	1 ÷ 2	1342÷1875	39 ÷ 87
M15 2 трассы	ГДВУ		7 ÷ 13	262 ÷ 496	5 ÷ 9
	Эксцентриситет	к номиналу	1 ÷ 6	600÷3070	24 ÷ 143
		на границу	1 ÷ 3	1200÷3070	48 ÷ 143
	Аргумент перигея	к номиналу	1 ÷ 5	665÷1915	44÷230
		на границу	1 ÷ 2	1330÷1915	87÷180
QZSS 1 трасса	ГДВУ		10	364	4
	Эксцентриситет	к номиналу	1 ÷ 6	532÷2047	12 ÷ 67
		на границу	1 ÷ 3	1064÷3614	22 ÷ 67
	Аргумент перигея	к номиналу	2 ÷ 6	561 ÷ 1780	36 ÷ 123
		на границу	1 ÷ 3	1122÷3558	35 ÷ 122
ГСНО	ГДВУ		9 ÷ 15	232 ÷ 570	4.3 ÷ 9.2

По результатам моделирования можно сделать следующие выводы:

1. Если сравнивать два режима удержание в допустимых границах и приведение к номиналу, то в первом случае наблюдается существенно меньшее число коррекций (почти в два раза).

2. В режиме удержания ГДВУ наблюдается наличие предельных циклов, что дает возможность использовать для более точных расчетов алгоритмы управления долготой восходящего узла, представленные в п. 2.2.2.

4.3.6 Исследование алгоритмов управления долготой восходящего узла

В данном разделе приведены результаты отработки алгоритма коррекций при удержании ГДВУ трасс (п.2.2.2). Моделирование проведено для однотрассовой

группировки QZSS и двухтрассовой ГСНО. Начальные условия соответствуют данным раздела 1.

В основе алгоритма удержания ГДВУ лежит формула расчета потребного приращения скорости дрейфа при условии существования «установившегося режима», при котором считается, что в (2.59) *N=1*. Иными словами для расчета u_k используется формула (2.64). Это позволяет определить границы изменения трассы корректируемого НКА и оценить требуемые запасы характеристической скорости на всем интервале моделирования.

Используя непосредственную связь u_k с периодом обращения НКАКА, выраженную как [13]

$$\dot{\lambda}_э = 2\omega_з(\mathrm{T}_\omega - 11ч57мин45с) \tag{4.3}$$

можно перевести u_k в приращения характеристической скорости НКА – ΔV вдоль трансверсали:

$$\Delta \mathrm{V} = 3\Delta \mathrm{T}\mathrm{V}_a\mu^{-1} \tag{4.4}$$

здесь

$\omega_з$ – угловая скорость вращения Земли;

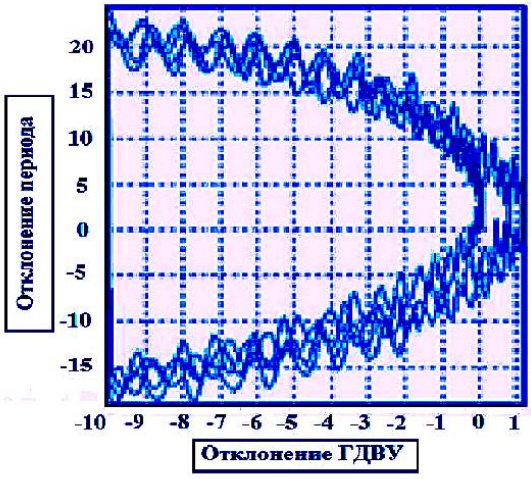
T – период обращения КА;

μ – гравитационный параметр Земли;

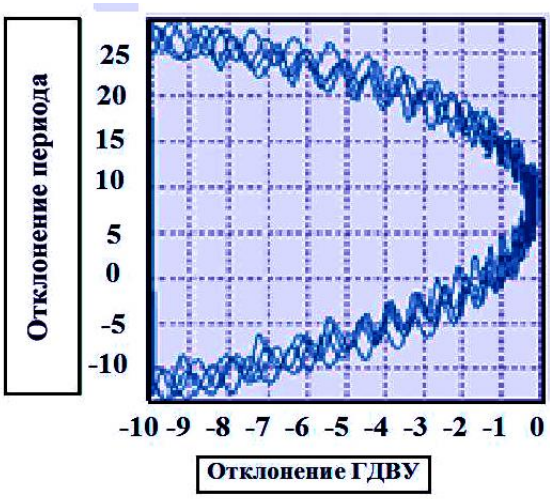
V – линейная скорость КА вдоль орбиты в момент проведения коррекции.

Однотрассовая ОГ QZSS

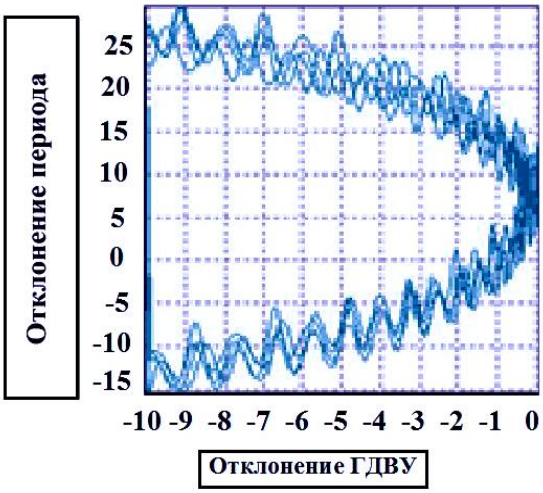
Однотрассовая группировка QZSS построена в шести орбитальных плоскостях, по одному НКА в каждой. Долгота восходящего узла трассы равна 100° в.д. Предельные циклы каждого НКА ОГ, рассчитанные на интервале 5 лет, показаны на рисунке 4.16.



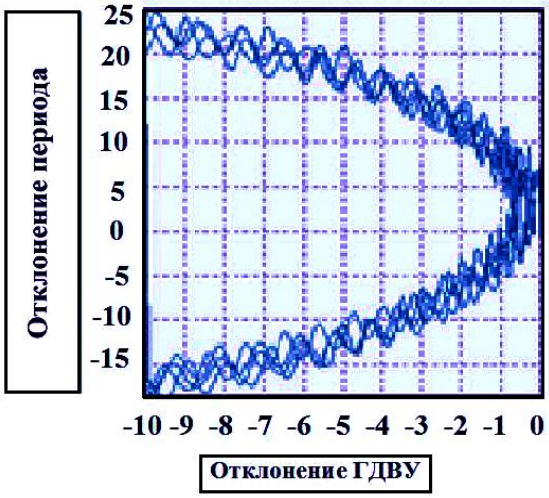
SAT-1 (Ω =100 , u = 0)



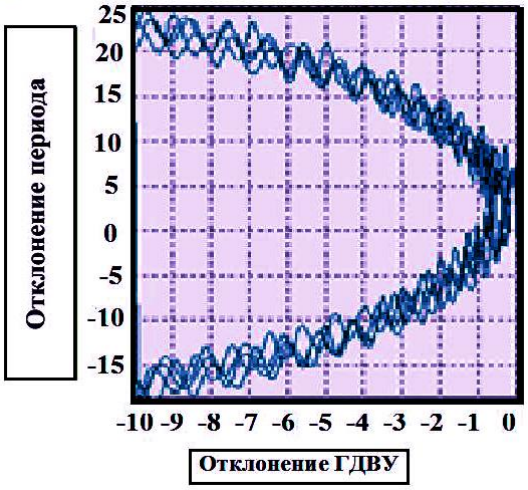
SAT-2 (Ω = 220 , u = 226)



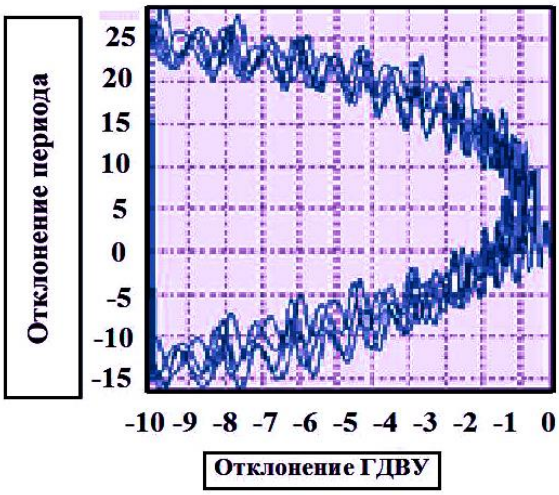
SAT-3 (Ω = 340, u = 109)



SAT-4 (Ω=160, u=295)



SAT-5 (Ω = 280, u = 164)



SAT-6 (Ω = 40, u= 56) k = 0.86

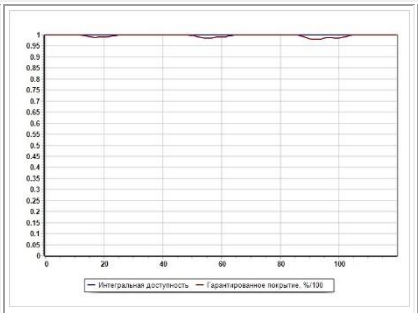
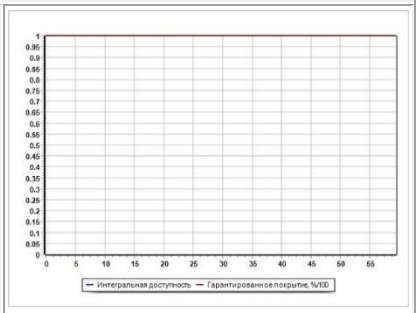
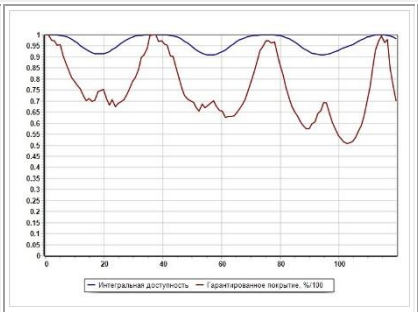
Рисунок 4.16 – Предельные циклы удержания ГДВУ однотрассовой QSZZ

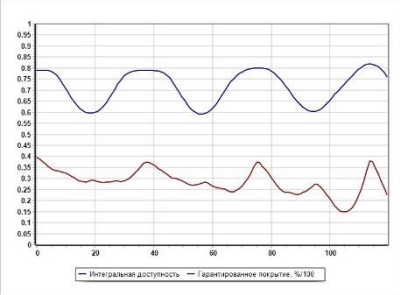
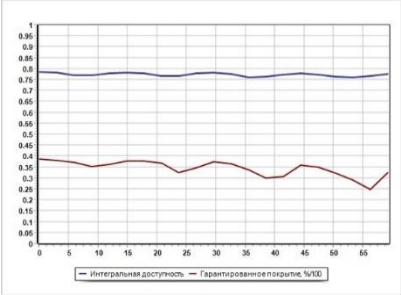
Под каждым графиком указан номер НКА, абсолютная долгота восходящего узла Ω. Графики наглядно показывают устойчивость алгоритма удержания, достигаемую подбором коэффициента закона управления. Справа от графиков приведены числовые характеристики коррекции в формате *N = nnn Vxap = x.xx Dt = tt.tt E = e.eeee*, где *N*- порядковый номер, отсчитываемый от 0; *nnn* – номер витка коррекции; *Vxap = x.xx* – характеристическая скорость, м/с; *Dt = tt,tt* – приращение периода обращения с секундах; *E = e.eeeee* – эксцентриситет орбиты. Итоговая строка – суммарная характеристическая скорость.

Отметим, что моделирование проводилось при номинальных начальных условиях. Так, большая полуось начальной орбиты (следовательно, и драконический период обращения) одинаковы для всех НКА ОГ. Ранее было отмечено, что для реализации предельного цикла удержания ГДВУ, показанного на рисунке, начальный период обращения следует определять индивидуально для каждого НКА. По крайней мере, большую полуось надо было определить с учетом истинной аномалии (аргумента широты) и гармоники С20. Тем не менее, экстраполяция полученных результатов моделирования на 10-летний период не противоречит спрогнозированным параметрам стратегии для трассы QZSS с ГДВУ 100°, приведенным в разделе таблице 4.22. Так, интервалы между коррекциями составляют в среднем 1 год (365 сут), характеристическая скорость 2 м/с при числе коррекций 4 за 5 лет.

В таблице 4.23 приводится сравнение показателей доступности однотрассовой ОГ QZSS при наличии удержания ГДВУ и без удержания.

Таблица 4.23 – Сравнение характеристик показателей доступности QZSS при наличии и отсутствии удержания ГДВУ

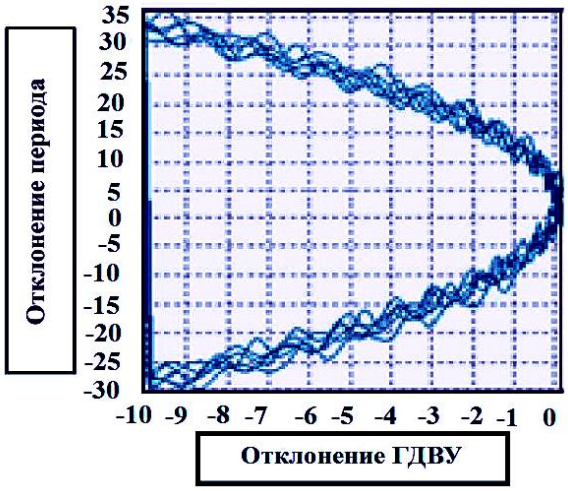
Время, мес.	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	Без удержания		С удержанием	
Маска 5 град.				
				
0.06	1.00000	100.00	1.00000	100.0
119.41/ 59.24	1.00000	100.00	1.00000	100.00
ИД мин	**0.99879**	97.98	**1.00000**	100.00
ГП мин	0.99879	**97.98**	1.00000	**100.00**
Маска 25 град.				
				
0.06	0.99999	99.97	0.99917	99.00
119.41/ 59.24	0.98320	70.11	0.99594	86.66
ИД мин	**0.90850**	69.19	**0.98918**	79.87
ГП мин	0.94565	**50.80**	0.98928	**72.20**

Маска 40 град.				
				
0.06	0.79063	39.70	0.78359	38.71
119.41/ 59.24	0.76085	22.71	0.77596	32.43
ИД мин	**0.59059**	27.97	**0.75971**	28.94
ГП мин	0.72417	**14.91**	0.76392	**24.81**

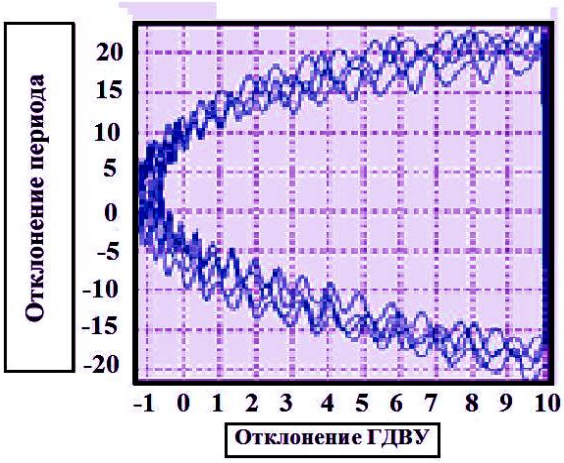
Двухтрассовая ОГ ГСНО

Двухтрассовая группировка ГСНО построена в трех орбитальных плоскостях, по два КА в каждой с долготами восходящих узлов номинальных трасс 60° (НКА 2,3,6) и 120° (НКА 1, 3, 5).

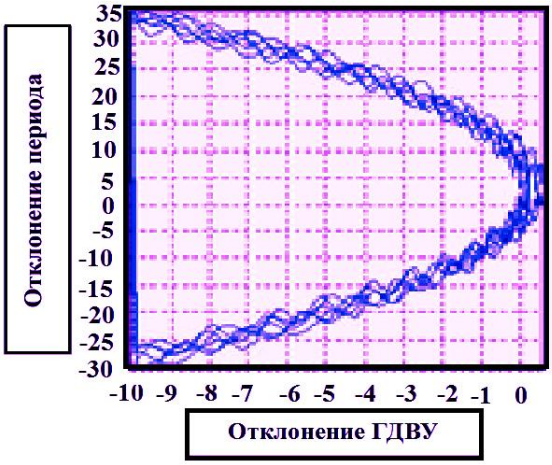
Предельные циклы каждого НКА ОГ, рассчитанные на интервале 5 лет, показаны на рисунке 4.17. Под каждым графиком указан номер КА, абсолютная долгота восходящего узла **Ω**. Моделирование проводилось при номинальных начальных условиях.



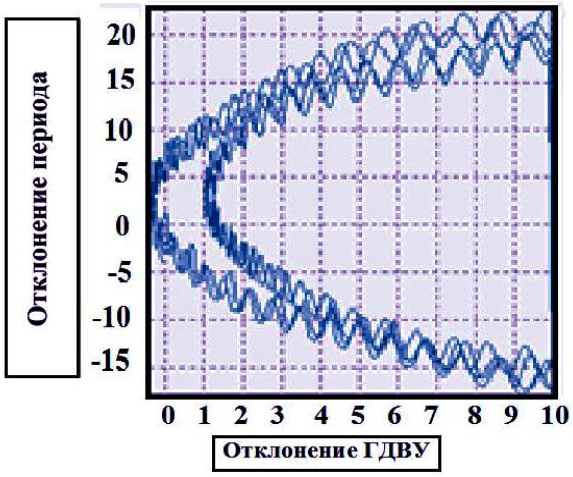
SAT-1 (Ω = 120, u = 0)



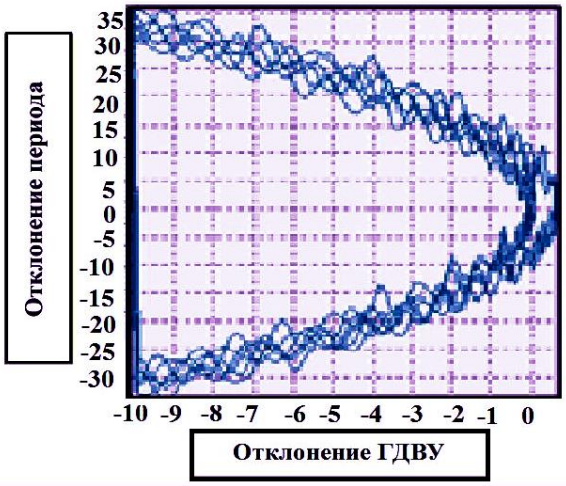
SAT-2 (Ω = 120, u = 300)



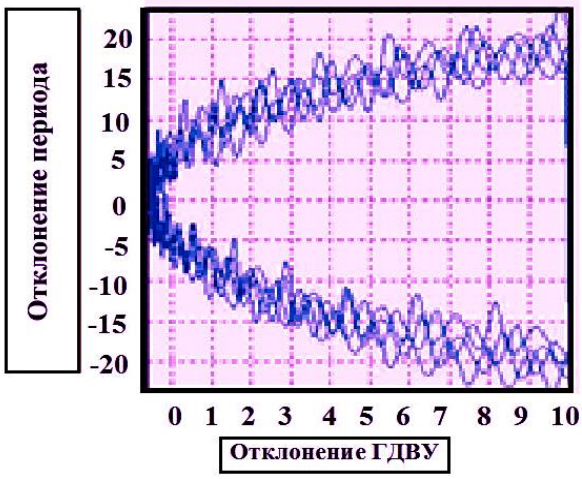
SAT-3 (Ω = 240, u = 240)



SAT-4 (Ω = 240, u = 180)



SAT-5 (Ω = 0, u = 120)



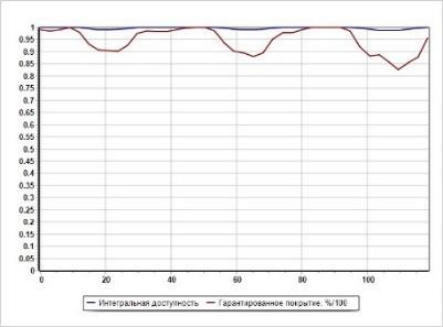
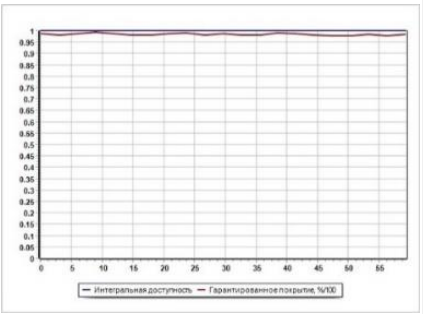
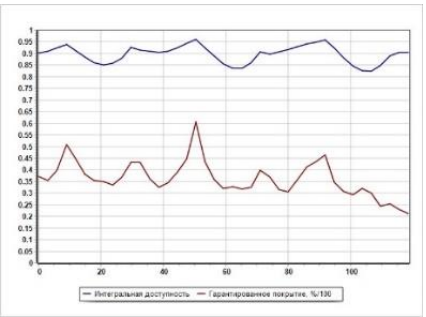
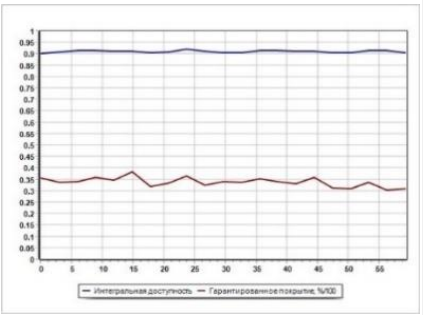
SAT-6 (Ω = 0, u = 60)

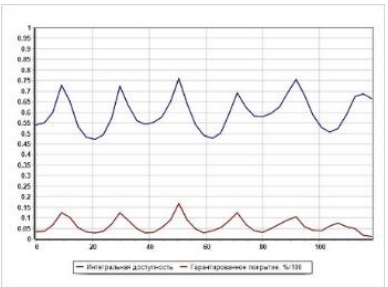
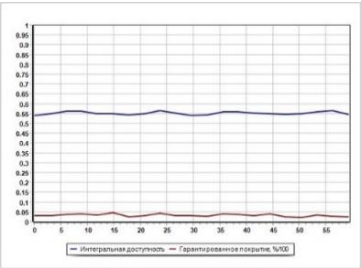
Рисунок 4.17 – Предельные циклы удержания ГДВУ двухтрассовой ГСНО

Полученные оценки числа коррекций, интервалов между коррекциями и характеристической скорости не противоречат данным расчета стратегии, приведенным в таблице 4.22.

В таблице 4.24 приводится сравнение показателей доступности двухтрассовой ОГ ГСНО при наличии удержания ГДВУ и без удержания.

Таблица 4.24 – Сравнение характеристик показателей доступности ГСНО при наличии и отсутствии удержания ГДВУ

время, мес.	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)	Интегр. доступн. (ИД)	Гарантир. покрытие, % (ГП)
	Без удержания		С удержанием	
Маска 5 град.				
				
0.06	0.99965	99.05	0.99962	98.84
118.42/59.24	0.99949	95.57	0.99965	98.46
ИД мин	**0.98722**	85.92	**0.99918**	98.22
ГП мин	0.98897	**82.74**	0.99929	**97.73**
Маска 25 град.				
				
0.06	0.90236	37.12	0.90274	35.43
118.42/59.24	0.90583	21.35	0.90463	30.76
ИД мин	**0.82446**	30.01	**0.90274**	35.43
ГП мин	0.90583	**21.35**	0.91327	**30.15**

Маска 40 град.				
				
0.06	0.54144	3.46	0.54071	3.08
118.42/59.24	0.66569	1.33	0.54601	2.35
ИД мин	**0.47180**	3.04	**0.54059**	2.94
ГП мин	0.66569	**1.33**	0.54881	**2.23**

4.3.7 Предложения по использованию активного метода

Анализ всех полученных результатов, часть из которых представлены в таблицах 4.23 и 4.24 , позволяют сделать следующие выводы:

1. Использование изложенных в главе 2 подходов к проведению орбитальных коррекций приводит к сглаживанию по времени значений параметров доступности, которые становятся практически постоянными на всем интервале активного существования ОГ НКА. В этом смысле мы имеем стабильную систему с заранее прогнозируемыми характеристиками навигационного поля.

2. С учетом колебательного характера изменений параметров доступности при эволюции ОГ НКА, их существенное увеличение, при использовании технологий активной компенсации деградации номинальных структур, может быть достигнуто за счет выбора начального построения ОГ.

3. Затраты характеристической скорости при использовании технологий активной компенсации деградации номинальных структур находятся в рамках допустимых значений.

4.4 Выводы по главе 4

По результатам проведенного моделирования можно сделать следующие выводы:

1. Предлагаемое программно-математическое обеспечение позволяет проводить анализ для принятия решения об облике группировки высокоорбитального космического комплекса дополнения ГНСС для улучшения ее потребительских характеристик.

2. Нарушение структуры орбитальной группировки, вызванное:

- изменением относительного положения (межспутниковых расстояний) отдельных спутников в одной орбитальной плоскости (по аргументу широты, т.е. вдоль орбиты);
- фазовыми расхождениями спутников в различных плоскостях (иначе говоря, к относительным групповым сдвигам НКА в различных плоскостях);
- изменением ориентации каждой орбитальной плоскости относительно других за счет изменения наклонений и относительных значений положения узлов орбит

приводит к существенному снижению системных показателей.

3. Анализ эволюции номинальных структур выявил, что основными факторами, влияющими на ухудшение функциональных параметров, являются эволюция долгот восходящих узлов трасс, эксцентриситета, аргумента широты перигея, а поддержание параметров структуры ОГ, обеспечивающих выполнение функциональных требований к НКА, может быть осуществлено следующими подходами:

- выбором построения ОГ с учетом индивидуального упреждения номинального значения аргумента широты перигея орбиты каждого КА.
- компенсацией изменения параметров гринвичской долготы восходящего узла и эксцентриситета за счет использования корректирующей ДУ;

4. Сравнительный анализ вариантов построения ОГ без и с учетом упреждающего подбора аргумента широты перигея показал, что

- само по себе формирование упреждения является сугубо индивидуальным для каждого КА ОГ;
- формирование ОГ с упреждением номинального значения аргумента широты перигея в некоторых случаях приводит к ухудшению характеристик ОГ;
- при выборе конкретной ОГ необходимо исследовать вопрос, связанный с подбором индивидуальных исходных данных для каждого КА.

5. Исследование методов и технологий компенсации деградации номинальных орбитальных параметров ОГ показало, что:

- представленный в главе 2 алгоритм удержания может быть использован для проведения оценочных расчетов затрат характеристической скорости для НКА развертываемых на стационарных, синхронных суточных и полусуточных орбитах;
- использование изложенных в главе 2 подходов к проведению орбитальных коррекций приводит к сглаживанию по времени значений параметров доступности, которые становятся практически постоянными на всем интервале активного существования ОГ НКА, в результате чего мы имеем стабильную систему с заранее прогнозируемыми характеристиками навигационного поля.
- с учетом колебательного характера изменений параметров доступности при эволюции ОГ НКА, их существенное увеличение, при использовании технологий активной компенсации деградации номинальных структур, может быть достигнуто за счет выбора начального построения ОГ.

Заключение

Основной результат настоящего исследования состоит в разработке новых научно обоснованных технических решений и методики решения важной для дальнейшего развития и повышения конкурентоспособности ГЛОНАСС задачи формирования облика дополняющей её орбитальной группировки. Показано, что решение исходной задачи сводится к ряду частных подзадач, результат совместного решения которых позволяет выявить возможные приоритетные построения высокоорбитального космического комплекса.

Для решения упомянутых подзадач получены следующие результаты, обладающие научной новизной:

1. Предложено рассматривать задачу формирования облика высокоорбитального космического комплекса дополнения орбитальной группировки с точки зрения повышения конкурентоспособности ГЛОНАСС для потребителей БИМТЭК и Российской Федерации.

2. Обоснован переход от вектора разнородных показателей эффективности к показателям доступности, включающим в себя интегральную и гарантированную доступности, а также улучшение мгновенного геометрического фактора.

3. Предложена методика и этапы решения поставленной задачи, включающая в себя:

- выбор рациональных параметров структуры орбитальной группировки ВКК;
- проведение анализа деградации выбранных номинальных структур группировок НКА под воздействием возмущающих факторов различного типа;
- определение стратегии проведения коррекций орбитальных параметров для обеспечения требований по поддержанию структуры группировок НКА.

4. Предложены единые, взаимосвязанные модели для расчета показателей доступности с учетом различных вариантов орбитальных построений и стратегий

управления. Модель орбитальных построений включает учет нецентральности гравитационного поля, влияние полей Луны и Солнца, давления солнечного света и атмосферы. Предложены методы компенсации возмущений географической долготы восходящего узла трасс, эксцентриситета, аргумента перицентра. В качестве алгоритма управления долготой восходящего узла предложен алгоритм, основанный на применении достаточных условий оптимальности. Конечные соотношения для алгоритма получены с использованием достаточных условий оптимальности в виде линейной функции, коэффициенты которой определяются с помощью рекуррентных соотношений. Параметры доступности навигационного сигнала рассчитываются как с учетом видимости НКА ГЛОНАСС и ВКК, так и с учетом планового технического обслуживания НКА ВКК.

5. Разработана архитектура специализированного программно-математического обеспечения.

Существенную практическую значимость представляют результаты, подтверждающие состоятельность предложенного подхода к решению поставленной задачи, а именно:

1. Обоснована возможность использования ВКК дополнения ГЛОНАСС для существенного повышения параметров доступности навигационных определений как на территории Российской Федерации, так и в странах БИМТЭК.

2. Определена методика построения и архитектура специализированного программно-математического обеспечения для решения поставленной в работе задачи. Созданное на ее основе и реализующее разработанные математические модели программное обеспечение имеет широкие возможности по настройке моделируемой системы, как по составу, так и по характеристикам

3. С использованием специализированного ПМО

- проведено сравнение структур орбитальных группировок ВКК с учетом фактора деградации и сформированы предложения по их применимости в качестве дополнения ГЛОНАСС.

- проведены исследования и сформированы предложения по использованию пассивного метода минимизации деградации орбитальной группировки за счет упреждающего подбора номинальных параметров группировок.
- проведены исследования и сформированы предложения по использованию активного поддержания параметров орбитальных структур.

Основным прикладным результатом работы является то, что в целом, разработанная методика, совокупность математических моделей, а также созданное на их основе программное обеспечение может служить инструментом для обоснования направлений модернизации существующей орбитальной группировки ГЛОНАСС.

Список сокращений и условных обозначений

АТР	–	Азиатско-Тихоокеанский регион
АШП	–	аргумент широты перицентра
БИМТЭК	–	BIMSTEC, Bengal Initiative for Multi-Sectoral Technical and Economic Cooperation, Инициатива Бенгальского залива по Многоотраслевой Технико-Экономической Кооперации, сокращенно - Инициатива Бенгальского залива
ГДВУ	–	географическая долгота восходящего узла
ГрЭСК	–	гринвичская вращающаяся экваториальная система координат
ВКК	–	высокоорбитальный космический комплекс
ВО	–	высокоэллиптическая орбита
ГДВУ	–	географическая долгота восходящего узла
ГНСС	–	глобальная навигационная спутниковая система
ГСНО	–	геосинхронная наклонная орбита
ГСО	–	геостационарная орбита
КДУ	–	корректирующая двигательная установка
КА	–	космический аппарат
КВНО	–	координатно-временное и навигационное обеспечение
КС	–	космическая система
НКУ	–	наземный комплекс управления
ОГ	–	орбитальная группировка
ПМО	–	программно-моделирующие комплекс
DOP		Dilution Of Precision геометрический фактор
QZSS	–	Quasi-Zenith Satellite System
PDOP		Position Dilution Of Precision, пространственный геометрический фактор

Список литературы

1. BeiDou Navigation Satellite System [Электронный ресурс] / – Режим доступа: http://en.beidou.gov.cn/

2. European GNSS Agency website [Электронный ресурс] / – Режим доступа: http://www.gsa.europa.eu.

3. Government of India, Department of Space, Indian Space Research Organisation, Satellite Navigation Programme [Электронный ресурс] / – Режим доступа: https://www.isro.gov.in/applications/satellite-navigation-programme-0

4. Inside GNSS [Электронный ресурс] / – Режим доступа: http://www.insidegnss.com

5. International Monetary Fund, World Economic Outlook Database [Электронный ресурс] / – Режим доступа: https://www.imf.org/en/Publications/SPROLLs/world-economic-outlook-databases

6. Malyshev V. V., Starkov A. V., Fedorov A. V. Formation Keeping Strategy for a Quasi-Zenith GLONASS Complement // Advances in the Astronautical Sciences. Volume 161, 2017, p.1129-1140

7. 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.

8. Supporting European Aviation [Электронный ресурс] / – Режим доступа: http://www.eurocontrol.int

9. T. Rupp, T. Boge, R. Kiehling, F. Sellmaier, Flight dynamics challenges of the German on-orbit servicing mission DEOS // 21st International Symposium on Space Flight Dynamics. Toulouse. - 2009.

10. USA, Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Navigation Programs [Электронный ресурс] / – Режим доступа: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/

11. Wen Yao, Xiaoqian Chen, Yiyong Huang, Michen van Tooren. On-orbit servicing system assessment and optimization methods based on lifecycle simulation under mixed aleatory and epistemic uncertainties // Acta Astronautica. - 2013. - Vol 87. - PP. 107-126.

12. Аксенов Е.П. Специальные функции в небесной механике. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986.

13. Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребеников Е.А., Дубошин Г.Н., Демин В.Г., Рябов Ю.А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. Издание 2-е, дополненное и переработанное.

14. 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.

15. Болкунов А.И., Малышев ВВ. Методические подходы к оценке инновационной эффективности системы ГЛОНАСС // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2015. № 5. С. 36-49.

16. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под. ред. Перова А.И., Харисова В.Н. - изд. 4-е, перераб. и доп. - М.: Радиотехника, 2010. - 800 с.

17. Глотов В.Д., Казновский Н.И., Митрикас В.В., Ревнивых С.Г., Сердюков А.И., Шилов А.Е. Организация контроля навигационного поля и эфемеридно-временной информации глобальных навигационных спутниковых систем // Космонавтика и ракетостроение. 2008. № 1 (50). С. 87-96.

18. ГОСТ Р 52928-2010 Система спутниковая навигационная глобальная. Термины и определения. - Взамен ГОСТ Р 52928-2008; введ. 2011-07-01; Москва: Стандартинформ, 2011, - 11 с.

19. Досиков В.С., Карутин С.Н., Болкунов А.И., Андреев А.А. Оценка экономической и коммерческой эффективности использования системы ГЛОНАСС // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2015. № 11-12. С. 61-79.

20. 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.

21. Игнатович Е.И., Сердюков А.И., Балашова Н.Н., Синцова Л.Н., Золкин И.А., Болкунов А.И. Анализ вариантов модернизированных орбитальных группировок, обеспечивающих конкурентоспособность системы ГЛОНАСС // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. № 1. С. 20-29.

22. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) АО «ЦНИИмаш» [Электронный ресурс] / – Режим доступа: https://www.glonass-iac.ru/

23. Карутин С.Н., Панов С.А., Болкунов А.И., Можаров И.В., Каплев С.А., Игнатович Е.И., Яремчук В.И. Стратегия развития системы ГЛОНАСС // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2019. № 10. С. 7-20.

24. Красильщиков М.Н., Малышев В.В., Федоров А.В. Автономная реализация динамических операций на геостационарной орбите. I. Формализация задачи управления // Известия РАН. ТиСУ. - 2015. - № 6. - С. 82-96.

25. Красильщиков М.Н., МалышевВ.В., Федоров А.В. Автономная реализация динамических операций на ГСО. II. Синтез алгоритмов управления // Изв. РАН. ТиСУ. - 2016. - № 6. - С. 107-128.

26. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления / В.В. Малышев. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. - 440 с.

27. Малышев В.В., Куршин В.В., Ревнивых С.Г. Введение в спутниковую навигацию - учебное пособие для студентов высших учебных заведений Российской Федерации; Федеральное агентство по образованию, Московский авиационный ин-т (гос. технический ун-т). Москва, 2008.

28. Малышев В.В., Пиявский Б.С., Пиявский С.А. Метод принятия решений в условиях многообразия способов учета неопределенности // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2010. № 1. с. 46–61.

29. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Методика разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, № 57.

30. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Орбитальные коррекции космических аппаратов при выполнении динамических операций // Известия РАН. Теория и системы управления, 2013, №2, с.154-166.

31. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Программно-моделирующий комплекс для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов // Вестник компьютерных и информационных технологий, 2012, №9, Москва: Издательский дом «СПЕКТР», с. 7-12.

32. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Синтез оптимального управления при решении задачи удержания космического аппарата в орбитальной группировке // Космонавтика и ракетостроение, 2012, №4(69) . ЦНИИмаш, с. 150-158.

33. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Совмещение задач удержания и уклонения в окрестности опорной геостационарной орбиты // Вестник Московской государственной академии делового администрирования. Серия: Экономика. 2013. № 1 (20). С. 68-74.

34. Малышев, В.В. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез, управление / В.В. Малышев, М.Н. Красильщиков, В.Т. Бобронников, О.П. Нестеренко, А.В. Федоров; Под ред. В.В. Малышева. - М.: Изд-во МАИ, 2000. - 585 с.

35. Мещеряков, В. М., Брагинец, В. Ф., Сухой, Ю. Г. Архитектура орбитальной группировки ГЛОНАСС, обеспечивающая глобальное выполнение перспективных требований по среднему значению пространственного геометрического фактора // Engineering Journal: Science & Innovation; 2018, Issue 10, p1-13, 13p.

36. Лебедев А.А. Курс системного анализа / А. А. Лебедев. - Москва : Машиностроение, 2010. - 254, [1] с. : ил.; 21 см.; ISBN 978-5-94275-513-3

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

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

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

40. Ревнивых С.Г. ГЛОНАСС: достижения, перспективы и проблемы развития // Мир измерений. 2012. № 4. С. 4-11.

41. Ревнивых С.Г. Тенденции развития глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2012. № 3 (78). С. 3-17.

42. Ревнивых С.Г., Косенко В.Е. Состояние и развитие спутниковых навигационных систем // Сборник трудов XIII Всероссийского совещания по проблемам управления ВСПУ-2019. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. 2019. С. 1317-1322.

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

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

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

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

47. Ступак Г. Г., Лысенко Л. Н., Бетанов В. В., Звягин Ф. В., Райкунов К. Г. Состояние и перспективы совершенствования орбитальных структур навигационных спутниковых систем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2014. №1 (94).

48. Ступак Г.Г., Ревнивых С.Г., Игнатович Е.И., Куршин В.В., Бетанов В.В., Панов С.А., Бондарев Н.З., Чеботарев В.Е., Балашова Н.Н., Сердюков А.И., Синцова Л.Н. Выбор структуры орбитальной группировки перспективной системы ГЛОНАСС // Исследования наукограда. 2013. № 3-4 (5-6). С. 3-11.

49. Ступак Г.Г., Ревнивых С.Г., Игнатович Е.И., Куршин В.В., Бетанов В.В., Панов С.С., Бондарев Н.З., Чеботарев В.Е., Балашова Н.Н., Сердюков А.И., Синцова Л.Н. Исследование вариантов совершенствования структуры орбитальной группировки ГНСС ГЛОНАСС до 2020 года и далее с учетом доведения ее состава к 2020 году до 30 КА // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2013. № 6 (52). С. 23-31.

50. 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.

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

52. Чернявский Г.М., Бартенев В.А. Орбиты спутников связи. М., «Связь», 1978.

53. Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. – М.: Машиностроение, 1984.

54. Шилко И. И., Волошко Ю. Б., Ружилова О. В., Анисимова О. А. Анализ вариантов модернизации структуры орбитальной группировки системы ГЛОНАСС для обеспечения её конкурентоспособности // Космические аппараты и технологии. 2019. №1 (27).

55. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – 2-е изд. – М.: Эдиториал УРСС, 2011.