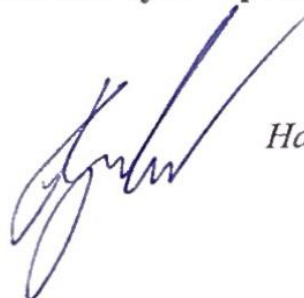


Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»



На правах рукописи

Кутоманов Алексей Юрьевич

**МЕТОД ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО СПУСКА
ПИЛОТИРУЕМОГО КА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕШТАТНОЙ
СИТУАЦИИ НА ЛЮБОМ ЭТАПЕ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА**

Специальность 05.07.09 –

динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Диссертация

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
профессор, В.Н. Почукаев

Москва, 2016 г.

Оглавление

Список сокращений и терминов	6
Введение	8
1. Современное состояние исследований вопросов обеспечения безопасности спуска при возникновении нештатной ситуации	19
1.1 Краткая история развития СУС отечественных пилотируемых транспортных кораблей применительно к обеспечению безопасности спуска.....	19
1.2 Методы обеспечения безопасного завершения полета современных транспортных пилотируемых кораблей типа «Союз ТМА-М».....	22
1.2.1 Основные факторы, влияющие на безопасность спуска ТПК с орбиты	22
1.2.2 Классификация режимов спуска в зависимости от ситуации на борту	23
1.2.3 Основные недостатки существующих методов обеспечения безопасного спуска.....	25
1.3 Основные концепции повышения безопасности спуска при возникновении нештатных ситуаций	26
1.3.1 Необходимые условия для обеспечения минимального времени между возникновением нештатной ситуации и включением ДУ на спуск.....	26
1.3.2 Оценка точностных характеристик современных СУС ТПК «Союз ТМА-М».....	28
1.3.3 Основные концепции повышения точности работы СУС.....	31
1.4 Постановка задачи исследования.....	33

2. Практические аспекты совершенствования применяемых технологий обеспечения безопасного спуска.....	39
2.1 Основные задачи использования АСН при обеспечении высокоточного спуска.....	39
2.2 Использование электронной карты для работы алгоритма нахождения точки прицеливания при возникновении нештатной ситуации.....	40
2.3 Разработка вариантов использования алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в оперативном контуре БНО управления полетом	42
3. Математические основы метода обеспечения безопасного спуска	44
3.1 Основные характеристики моделей, используемых при расчете баллистических данных для спуска и посадки КА, включая модели движения спутниковой системы ГЛОНАСС	44
3.2 Краткое описание ПМО моделирования расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета	51
4. Исследование особенностей применения АСН для обеспечения высокоточного спуска.....	57
4.1 Основные задачи и особенности использования АСН на различных этапах спуска.	57
4.2 Анализ данных полученных от АСН на различных этапах полета действующих КА применительно к навигационному обеспечению спуска.	71
4.2.1 Анализ работы АСН для КА в режиме орбитальной ориентации.....	71

4.2.2 Анализ работы АСН для КА при наличии угловых скоростей.	75
4.3 Исследование вопросов оперативного получения навигационной информации после прохождения участка экранирования ВА плазмой.	81
4.4 Выработка предложений по использованию АСН для обеспечения высокоточного спуска пилотируемого КА.	92
5. Метод обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатных ситуаций.	94
5.1 Методика оценки располагаемого времени безопасного существования на орбите в зависимости от вида нештатной ситуации.	94
5.2 Разработка электронной карты с классификацией достижимых районов посадки.	96
5.2.1 Общие принципы построения электронной карты.	96
5.2.2 Вопросы программной реализации и использования электронной карты при работе алгоритма выбора наиболее безопасной прицельной точки.	104
5.3 Синтез алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска.	107
5.3.1 Описание работы алгоритма в зависимости от запаса времени перед включением двигательной установки.	108
5.3.2 Синтез алгоритма выбора прицельной точки для алгоритма терминального наведения.	110
5.4 Варианты использования алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска при оперативном управлении полетом.	118

5.4.1	Возможности работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в составе комплекса бортовых алгоритмов обеспечения спуска ПТК НП.....	119
5.4.2	Модернизация электронной карты для работы на борту перспективного пилотируемого КА.....	121
	Заключение	127
	Библиографический список	129

Список сокращений и терминов

АСН	Аппаратура спутниковой навигации
АСПОС ОКП	Автоматизированная система предупреждений об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве
АУС	Автоматический управляемый спуск
АФУ	Антенно-фидерное устройство
БИАЦ	Баллистический и информационно-аналитический центр
БИНС	Бесплатформенная инерциальная навигационная система
БНО	Баллистико-навигационное обеспечение
БО	Бытовой отсей
БС	Баллистический спуск
БЦ	Баллистический центр
БЦВМ	Бортовая цифровая вычислительная машина
ВТИ	Внешне-траекторные измерения
ГНСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГОГУ	Главная оперативная группа управления
ЕКТС	Единая командно-телеметрическая система
ИАО	Информационно-аналитическое обеспечение
ИТНП	Измерения текущих навигационных параметров
КА	Космический аппарат
КК	Космический корабль
КО	Космический объект
ЛТХ	Лётно-технические характеристики
МИХ	Массово-инерционные характеристики
МКС	Международная космическая станция
МКСР	Многоцелевая космическая система ретрансляции
НАКУ	Наземный автоматизированный комплекс управления
НАП	Навигационная аппаратура потребителя

НАСУ	Наземная аппаратура системы управления
НИП	Наземный измерительный пункт
НКУ	Наземный комплекс управления
НС	Навигационный спутник
НСЭН	Научного и социально-экономического назначения
НУ	Начальные условия
ОИСЗ	Орбита искусственного спутника Земли
ПАО	Приборно-агрегатный отсек
ПМО	Программно-математическое обеспечение
ПШТС	Перспективная пилотируемая транспортная система
ПСС	Поисково-спасательная служба
ПТК НП	Пилотируемый транспортный корабль нового поколения
РЛС	Радиолокационная станция
РС	Российский сегмент
СА	Спускаемый аппарат
СКУ	Спутниковый контур управления
СМП	Система мягкой посадки
СПО	Специализированное программное обеспечение
СУ	Система управления
ТМИ	Телеметрическая информация
ТПК	Транспортный пилотируемый корабль
ФКП	Федеральная космическая программа
ЦВМ	Цифровая вычислительная машина
ЦУ	Целеуказания
ЦУП	Центр управления полётом

Введение

Основные положения государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу предполагают создание перспективной пилотируемой транспортной системы, включающей пилотируемый транспортный корабль нового поколения. Важнейшим и наиболее опасным этапом полета любого пилотируемого КА является спуск в атмосфере и мягкая посадка в заранее рассчитанном районе. В настоящее время штатная операция управляемого спуска экипажа на Землю достаточно хорошо отработана. Только за последние годы по программе МКС успешную посадку осуществили более 40 пилотируемых кораблей. Однако на любых этапах космического полета могут возникать различные нештатные ситуации, требующие срочного завершения космической экспедиции. Кроме того, операция спуска с орбиты сама по себе сложна и может содержать нештатные ситуации, например, из приведенных выше успешных посадок, 3 транспортных корабля осуществили посадку в режиме баллистического спуска. На сегодняшний день на современных транспортных пилотируемых космических кораблях типа «Союз ТМА-М» есть перечень нештатных ситуаций предусматривающих срочное завершение космической экспедиции. Однако он не в состоянии охватить все возможные аварии, которые могут произойти во время космического полета, тем более что в настоящее время стремительно увеличивается засоренность околоземного космического пространства техногенными объектами, которые представляют реальную угрозу для успешного выполнения космической экспедиции. Попадание даже небольшого фрагмента космического мусора в космический аппарат или станцию может привести к необходимости срочного прекращения полета. Темпы роста числа объектов космического мусора хорошо видны на следующем примере: в 1998 году число предупреждений об объектах нарушивших «порог безопасности» МКС составило 6, а за неполный 2015

год таких предупреждений было уже больше 50-ти. При выведении транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-18М» специалисты баллистического центра столкнулись с реальной проблемой вероятного столкновения корабля с фрагментом отработавшего японского спутника. В связи с чем, пришлось корректировать величину маневров сближения ТПК и МКС. Практика показывает, что такие ситуации в будущем будут только увеличиваться.

Все вышеперечисленные примеры показывают необходимость создания универсальных алгоритмов спуска и посадки в случае возникновения нештатных ситуаций на любом этапе полета. Поэтому одним из важнейших требований к пилотируемому кораблю нового поколения является обеспечение безопасного возвращения экипажа на Землю за минимальное время между возникновением нештатной ситуации и приземлением экипажа на Землю. Термин безопасность проведения пилотируемого спуска и посадки подразумевает выполнение следующих условий.

1. Обеспечение безопасности экипажа.
2. Обеспечение безопасности местного населения.
3. Обеспечение безопасности объектов наземной инфраструктуры.

На сегодняшний день эти условия выполняются с помощью заранее выбранных районов посадки. Эти районы должны соответствовать специальным требованиям по безопасности для посадки пилотируемых кораблей [1]. Помимо этого, для обеспечения безопасности экипажа используют основные фазовые ограничения к траекториям спуска по перегрузке и тепловому режиму. Размер районов посадки определяется гарантированной точностью, с которой аппарат может достигнуть прицельной точки. Так, например, для ТПК типа «Союз ТМА-М» радиус

районов посадки при проведении штатного управляемого спуска составляет 30 км, что соответствует сумме составляющих рассеиваний работы СУС (ΔL_{Σ}) - 20 км [2] и парашютного участка - 10 км. С учетом таких показателей точности посадки, для проведения штатного спуска ТПК типа «Союз ТМА-М» специалистами ОАО «РКК «Энергия» было найдено 13 районов посадки, расположенных на территории Республики Казахстан.

В случае возникновения нештатных ситуаций на борту российских пилотируемых кораблей, требующих срочного завершения космической экспедиции, спуск проходит по баллистической траектории (режим баллистического спуска) в заранее рассчитанный на Земле район посадки [3]. При таком режиме спуска, отклонение точки посадки от номинального значения может достигать до 500км (по дальности ± 250 км; по боку ± 30 км), а перегрузка может составлять порядка 10g. Такое значение рассеивания накладывает ограничения на размер приемлемых по безопасности районов посадки, поэтому по всему земному шару в пределах достижимых широт (± 51.6 для наклона МКС) были выбраны несколько районов посадки, обеспечивающих гарантированное возвращение экипажа на каждом витке полета.

Основным недостатком такого подхода при осуществлении срочного спуска, помимо высоких значений перегрузок, является необходимость ожидания заранее рассчитанного на Земле времени включения двигателя на торможение. Такое ожидание может достигать до 1.5 часов (драконический период обращения МКС), которых может не быть в запасе у экипажа. В этом случае применяется экстренное торможение с посадкой в неопределенной точке земного шара. Такой режим спуска не может гарантировать безопасное возвращение экипажа на Землю, так как у СУС нет информации о возможных районах посадки, т.е. экипаж может приземлиться как на довольно хорошую поверхность Земли, так и в горы или в океан (что намного вероятнее).

Как уже отмечалось выше, основным критерием при выборе приемлемых по безопасности районов посадки является точность работы СУС, т.е. при увеличении точности посадки появится возможность существенного расширения количества районов пригодных для проведения пилотируемого спуска. В этом случае станет возможным перенос штатного спуска на территорию России, а при возникновении нештатных ситуаций существенное сокращение ожидания между принятием решения на спуск и включением двигательной установки на торможение. Такой подход к проведению пилотируемого спуска, как в штатном варианте, так и в случае возникновения нештатных ситуаций, позволит увеличить общую безопасность пилотируемых космических полетов. Однако для этого необходимо разработать метод обеспечения безопасного спуска на любом этапе полета, учитывающий улучшенные показатели точности работы СУС, и основанный на использовании электронной карты. Кроме того, необходимо привести необходимые исследования в части работы предложенного алгоритма в оперативном контуре БНО управления полетом пилотируемого корабля.

Актуальность работы. Обеспечение безопасного возвращения экипажа на Землю до настоящего времени остается одной из важнейших задач космической техники. Сейчас перед космической отраслью поставлена задача, провести первый пилотируемый полет перспективного пилотируемого корабля нового поколения к 2023 году. Одним из основных требований к новому кораблю является обеспечение безопасности экипажа на любом этапе полета. Основным ограничением при решении задачи обеспечения безопасного спуска экипажа на Землю на любом этапе полета при возникновении нештатной ситуации является точность осуществления посадки. Разброс точек посадки складывается из точности работы СУС и прогноза ветровой обстановки при движении на парашюте на заключительном этапе спуска. Современные системы управления спуском,

используемые на ТПК типа «Союз ТМА-М» построенные на использовании автономных инерциальных средств навигации и управлением относительно опорной траектории, практически достигли своего максимума по точности. Расчет предельно-достижимой точности наведения для такой системы управления спуском при осуществлении штатного управляемого спуска составляет ~ 20 км [3]. В случае же возникновения нештатной ситуации рассеивание увеличивается в десятки раз. Это обстоятельство сильно ограничивает количество районов, которые удовлетворяли бы требованиям по безопасности спуска. Поэтому на сегодняшний день не существует возможности выбрать наиболее безопасный вариант спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета, обеспечивающий минимальное время между возникновением нештатной ситуации и приземлением экипажа.

Основной проблемой увеличения точности работы СУС до недавнего времени, была невозможность получения высокоточной навигационной информации в любой момент времени полета космического аппарата. С развитием глобальных навигационных систем, таких как ГЛОНАСС и GPS появилась возможность решить данную проблему. Второй проблемой было ограничение по точности алгоритма управления относительно опорной траектории ВА на атмосферном участке спуска. Эту проблему можно решить путем введения в СУС алгоритмов терминального управления на высотах, где можно обеспечить устойчивый прием информации от созвездия навигационных спутников. Таким образом, при использовании аппаратуры спутниковой навигации и терминальных алгоритмов наведения при спуске, можно достичь точности работы СУС в 1 км при возвращении КА на Землю в режиме АУС. Такая точность необходима для работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска, который предполагает существенное расширение приемлемых районов посадки и отказ от спуска по баллистической траектории при возникновении нештатной ситуации. Из-за

существенного расширения возможных районов посадки, использование существующих алгоритмов выбора прицельной точки не представляется возможным. Поэтому возникает необходимость синтеза алгоритма выбора наиболее безопасной прицельной точки на основе использования бортовой электронной карты в качестве источника информации о качестве районов посадки, которых можно достичь для текущей конфигурации орбиты. Реализация алгоритма выбора наиболее безопасного варианта завершения полета при возникновении нештатных ситуаций в составе комплекса бортовых алгоритмов спуска перспективного пилотируемого корабля поможет существенно увеличить безопасность проведения космического полета, так как появится возможность для любого момента возникновения нештатной ситуации найти приемлемый вариант завершения полета за минимальное время. Все вышеперечисленные обстоятельства показывают важность и актуальность проблем обеспечения безопасного спуска и посадки экипажа, при возникновении нештатной ситуации требующей срочного возвращения экипажа на Землю.

Целью настоящей диссертационной работы является повышение безопасности экипажа при возникновении нештатной ситуации требующей срочного завершения космического полета.

Для достижения поставленной цели разрабатывается метод обеспечения безопасного спуска на любом этапе орбитального полета, обеспечивающий приземление экипажа в благоприятном районе, проводится анализ работы аппаратуры спутниковой навигации на каждом витке полета в различных режимах ориентации и стабилизации применительно к задаче обеспечения высокоточного спуска. Синтезируется алгоритм выбора наиболее безопасной траектории спуска, с использованием электронной карты всех достижимых районов посадки с учетом требований по безопасности экипажа, местного населения, объектов наземной инфраструктуры и допустимой точности посадки перспективного

транспортного корабля. Реализуются требования к использованию предложенного метода в оперативном контуре БНО управления полетом КА и на борту пилотируемого транспортного корабля.

Объектом исследования являлись методы и средства, обеспечивающие возможность безопасного спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета.

Предмет исследования – метод поиска прицельной точки посадки и траектории спуска, обеспечивающий минимизацию времени между возникновением нештатной ситуации и возвращением экипажа на Землю и учитывающий все требования, предъявляемые к району посадки по безопасности проведения пилотируемого спуска для любого этапа полета КА, а также предельно допустимую точность работы СУС при возникновении нештатной ситуации.

Методы проведения исследования, использованные в рамках данной диссертационной работы, относятся к методам безусловной оптимизации, численного решения краевых задач для обыкновенных дифференциальных уравнений и численного интегрирования. Так задача выбора наиболее безопасного варианта спуска, сводится к решению краевой задачи расчета времени включения ДУ, обеспечивающего гарантированное приведение ВА в приемлемую по безопасности точку посадки, найденную с помощью использования электронной карты всех достижимых районов приземления и метода наискорейшего спуска.

Достоверность полученных результатов следует из аргументированной и корректной формулировки задач, использования обоснованных фундаментальных подходов и методов их решения. Математическая модель движения космического аппарата с учетом различных возмущающих факторов прошла неоднократные проверки при обеспечении реальных спусков пилотируемых и беспилотных КА в ЦУП

ФГУП ЦНИИмаш. Результаты работы программы расчета управляемого спуска сверялись с аналогичными результатами программ, использующихся для обеспечения спусков отечественных пилотируемых космических аппаратов по программе МКС. Результаты моделирования системы ГЛОНАСС сравнивались с результатами работы аналогичных комплексов информационно аналитического центра координационно-временного и навигационного обеспечения ГЛОНАСС ФГУП ЦНИИмаш. Полученные в диссертации результаты исследований сравнивались с аналогичными работами, опубликованными другими авторами.

Научная новизна и практическая значимость работы состоит в разработке метода нахождения наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации за минимальное время ожидания включения двигательной установки на торможение на любом этапе полета и формулировке на его основе единого подхода к расчету спуска при возникновении различных нештатных ситуаций. Применение современных технологий картографирования для решения задачи баллистического обеспечения срочного спуска пилотируемого КА [4]. Разработано программное обеспечение на языке программирования C++/C#, обладающее высокой степенью автоматизации процесса поиска наиболее безопасного варианта спуска [5]. В работе получен ряд решений, позволяющих использовать разработанный метод нахождения наиболее безопасного варианта спуска на борту пилотируемого транспортного корабля и в оперативном контуре БНО управления полетом.

Все результаты, приведенные в диссертации, **получены лично автором**. Основные результаты содержатся в 5-ти научных работах, опубликованных в научных журналах, входящих в перечень рецензируемых научных изданий ВАК [1, 14, 24, 47, 48], 2-х свидетельствах на объект интеллектуальной собственности [4, 5], а также обсуждались в рамках научных семинаров, на российских и международных конференциях:

- International space flight dynamic symposium, Pasadena, USA, ноябрь 2011;
- 3-я ежегодная конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш, Королев, апрель 2012;
- 4-я ежегодная конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш, Королев, апрель 2013;
- XLIX научные чтения памяти К.Э. Циолковского, Калуга, сентябрь 2014;
- 1-st IAA CubeSat workshop, Brasilia, Brazil, декабрь 2014;
- Конференция молодых ученых и специалистов ФГУП ЦНИИмаш, Королев, февраль 2015;
- 4-st Planetary defense conference, Fraskati, Italia, апрель 2015;
- XX Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория, июнь 2015;
- XL Академические чтения по космонавтике, январь 2016.

В июне 2015 года работа «Метод обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого КА при возникновении нештатной ситуации» заняла 3-е место во Всероссийской молодежной научно-практической конференции «Космодром Восточный» и перспективы развития российской космонавтики.

Основные научные положения, выносимые на защиту.

1. Методика выбора траектории срочного спуска, обеспечивающей приземление экипажа в благоприятном районе на любом этапе орбитального полета.
2. Результаты разработки алгоритма нахождения безопасного варианта спуска с применением современных технологий картографирования для решения задачи баллистического обеспечения срочного спуска пилотируемого КА.

3. Формат оперативного отображения результатов работы алгоритма поиска безопасной траектории срочного спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе орбитального полета.

4. Результаты анализа возможности использования аппаратуры спутниковой навигации применительно к задаче обеспечения спуска на любом этапе орбитального полета.

Работа состоит из введения, пяти глав, заключения и списка использованных источников. Текст диссертации содержит 134 страницы, включая 4 таблицы, 42 формулы и 48 рисунков. Список литературы состоит из 47 наименований.

В первой главе рассматривается современное состояние исследований вопросов обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатной ситуации. Описываются все этапы развития систем управления спуском применительно к задаче обеспечения безопасного спуска. Вторая глава посвящена практическим аспектам совершенствования применяемых технологий обеспечения безопасного спуска. Формулируются основные задачи и требования к системам перспективного пилотируемого корабля при обеспечении безопасного завершения космической экспедиции. В третьей главе приводятся математические модели, используемые при решении задач моделирования высокоточной системы управления спуском, навигационной системы ГЛОНАСС и нахождения наиболее благоприятной по безопасности точки прицеливания. Четвертая глава посвящена исследованию особенностей применения аппаратуры спутниковой навигации для обеспечения высокоточного спуска на примере действующих КА. Приводятся необходимые требования к аппаратуре спутниковой навигации при работе на различных этапах спуска. В пятой главе описывается метод обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатных ситуаций на любом этапе полета. Приводится методика расчета времени включения двигателя на

торможение с учетом работы алгоритма терминального наведения. Рассматриваются вопросы модернизации разработанного метода обеспечения безопасного спуска применительно к работе в оперативном контуре управления. Приводятся основные характеристики программных компонент используемых для обеспечения функционирования алгоритма выбора безопасной прицельной точки после адаптации к условиям работы в оперативном контуре управления. В заключении приводятся основные результаты диссертационной работы и направления дальнейших исследований.

1. Современное состояние исследований вопросов обеспечения безопасности спуска при возникновении нештатной ситуации

1.1 Краткая история развития СУС отечественных пилотируемых транспортных кораблей применительно к обеспечению безопасности спуска

Начиная с первого пилотируемого полета Ю.А. Гагарина, спуск является одной из наиболее опасных и ответственных стадий полета космического аппарата, поэтому и по сей день вопросы обеспечения безопасности проведения этой динамической операции являются предметом многих исследований.

Необходимые условия обеспечения безопасности спуска со времен первого пилотируемого полета оставались неизменными, а именно:

- обеспечение безопасности экипажа;
- обеспечение безопасности местного населения;
- обеспечение безопасности объектов наземной инфраструктуры.

Проблема увеличения безопасности спуска при возникновении нештатных ситуаций может быть решена только с использованием комплексного подхода, включающего не только детальное рассмотрение вопросов работы различных систем космического корабля на каждом этапе спуска, но и рассмотрение исторических аспектов развития космической техники в целом.

Основным критерием, определяющим выполнение всех перечисленных условий обеспечения безопасного спуска, является точность обеспечения посадки, которая складывается из точности работы СУС и прогноза ветровой обстановки при движении на парашюте на заключительном этапе спуска [6, 7, 8]. Задача увеличения безопасности спуска неразрывно связана с задачей увеличения точности работы СУС, т.е. при уменьшении рассеивания

при спуске появляется возможность расширения допустимых по безопасности районов посадки, что в свою очередь позволяет сократить время ожидания между принятием решения о спуске и включением ДУ на торможение.

Если рассматривать первый пилотируемый полет, то перед разработчиками КА «Восток» стояла задача создания наиболее простого и надежного спускаемого аппарата, который обеспечивал бы саму возможность возвращения космонавта на Землю. Этим требованиям наилучшим образом отвечал СА сферической формы, спуск на котором, осуществлялся по неуправляемой баллистической траектории с перегрузкой ≈ 10 ед. Размеры области рассеивания точек посадки при таком спуске составляют порядка нескольких сотен километров. Безопасность космонавта при таком режиме возвращения на Землю обеспечивалась путем его катапультирования с последующим спуском на парашюте. Безопасность местного населения и объектов наземной инфраструктуры обеспечивалась путем спуска в малонаселенные районы СССР. Уточнение параметров КА и характеристик атмосферы, а также усовершенствование системы управления при сходе с орбиты позволили уменьшить рассеивание в продольном и боковом направлениях до 300 км и 60 км соответственно. Появление СА управляемого спуска («Союз» в конце 60-х годов) с простейшей аналоговой системой управления спуском позволило ещё более снизить размеры области рассеивания точек посадки и довести их до 120 км на 60 км. Создание системы управления спуском на базе бортового цифрового спецвычислителя («Союз Т», «Союз ТМ») обеспечило точность посадки не хуже 30 км как по продольной, так и по боковой дальности.

На сегодняшний день самой последней версией отечественного пилотируемого транспортного корабля, является «Союз ТМА-М», система управления спуском которого использует достаточно мощную цифровую вычислительную машину для расчета спуска на борту. Несмотря на это,

точность посадки по прежнему составляет не хуже 30 км. Это обусловлено тем, что СУС КА “Союз ТМА-М” по своим возможностям управления продольной дальностью спуска относительно опорной траектории, практически достигла предела для систем с жестко закреплёнными на корпусе СА акселерометрами [2, 9].

В разное время были предприняты попытки создания различных космических аппаратов, способных обеспечивать точность посадки до 1 км, предусматривавших беспарашютную мягкую посадку [10]. В таких проектах планировалось применение комбинированной системы управления спуском с использованием внешнетраекторных радиоизмерений и терминального алгоритма наведения на конечном участке спуска [11, 12], таким образом можно было бы довести размеры области рассеивания точек приземления до ± 1 км по продольной и боковой дальности.

Сейчас разрабатывается перспективный пилотируемый корабль нового поколения, предусматривающий движение на парашюте с высоты порядка 5 км и применение комбинированной системы управления спуском с использованием аппаратуры спутниковой навигации. Заявленная точность посадки у такого корабля составляет не хуже 5 км, что однозначно определяет требования к точности СУС, а именно приведение возвращаемого аппарата в точку ввода основной системы парашютирования с точностью не хуже 1 км.

Однако ни в одном из вышеперечисленных проектов не рассматривались вопросы обеспечения безопасного завершения космической экспедиции в случае возникновения нештатной ситуации за минимальное время между принятием решения о спуске и приземлением экипажа.

С каждым новым этапом развития космической техники, прослеживается тенденция к увеличению точности посадки. Сейчас активно развиваются глобальные навигационные системы, с помощью которых

можно существенно повысить точность спуска для любого витка полета, а вместе с этим появляется возможность увеличения безопасности космических полетов в целом. Однако для решения таких задач необходима разработка методов и алгоритмов обеспечения безопасного завершения полета, которые соответствовали бы современному состоянию развития космической техники.

1.2 Методы обеспечения безопасного завершения полета современных транспортных пилотируемых кораблей типа «Союз ТМА-М»

1.2.1 Основные факторы, влияющие на безопасность спуска ТПК с орбиты

Как было сказано выше, для обеспечения безопасного спуска необходимо обеспечить безопасность экипажа, местного населения и объектов наземной инфраструктуры.

Для обеспечения безопасности экипажа в программу управления движением на атмосферном участке вводятся основные фазовые ограничения по перегрузке и тепловому режиму. Для автоматического управляемого спуска перегрузка должна находиться в пределах от 4 до 4.5 ед. (рис. 1.2.1).

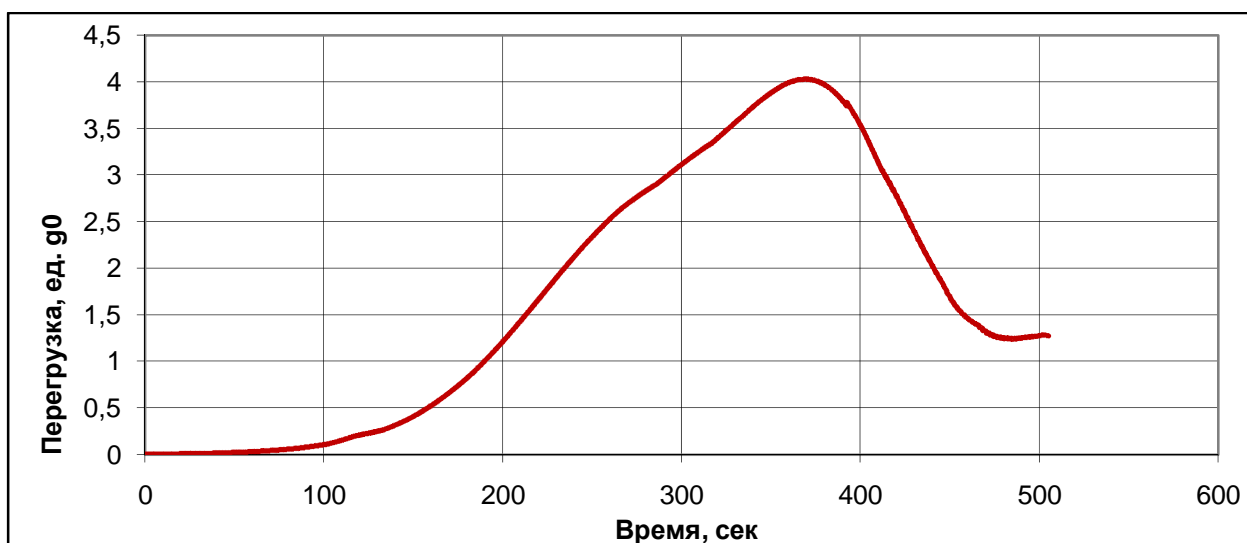


Рис 1.2.1 Изменение перегрузки по времени в режиме АУС.

Однако основным фактором, влияющим на выполнение всех трех критериев безопасности спуска, является выбор района посадки. На сегодняшний день все районы посадки, используемые для спуска пилотируемых кораблей должны соответствовать всем основным требованиям по безопасности, включающим: общий характер местности, плотность населения, величина углов уклона к местной горизонтали и др.

Таким образом, если прицельная точка соответствует всем вышеперечисленным условиям, то можно сделать заключение, что спуск будет гарантированно безопасным.

1.2.2 Классификация режимов спуска в зависимости от ситуации на борту

В зависимости от типа нештатной ситуации на борту, спуск может быть досрочным, срочным и экстренным.

При возникновении ситуации, требующей спуска с ОИСЗ до окончания программы полёта, но не угрожающей жизни и здоровью экипажа, т.е. когда есть время на подготовку спуска, производится **досрочный спуск КА** с орбиты в режиме АУС по указанию ЦУП на основной полигон посадки. Посадку СА при досрочном спуске корабля рекомендуется осуществлять в один из заранее выбранных районов, расположенных на территории Казахстана, т.е. досрочный спуск, предполагает наличие у экипажа запаса времени, позволяющего обеспечить приземление возвращаемого аппарата в штатные полигоны посадки.

При возникновении ситуации, угрожающей жизни и здоровью экипажа (разгерметизация КА, болезнь кого-либо из экипажа и др.) производится **срочный спуск КА** с ОИСЗ. Программой полёта предусматривается возможность срочного спуска с любого витка орбиты в основной или запасной полигон посадки. Срочный спуск по возможности проводится с

посадкой СА в заранее выбранные специалистами ОАО «РКК «Энергия» резервные районы, при выборе которых учитывались следующие положения:

- срочный спуск с ОИСЗ осуществляется в режиме БС;
- возможность посадки на каждом витке полёта;
- временной интервал между последовательными возможностями срочного спуска примерно равен периоду обращения по орбите;
- посадка должна осуществляться в районы с относительно благоприятными условиями для приземления СА его поиска и эвакуации с приоритетом территориального расположения районов:

- 1) основной полигон, используемый для штатного спуска;
- 2) территория России;
- 3) территория стран СНГ;
- 4) территория стран Европы;
- 5) территория стран Северной Америки;
- 6) акватории морей, прилегающих к территории России (Чёрное, Охотское, Японское);

Размеры резервных районов определены исходя из возможных величин рассеивания точек посадки при баллистическом спуске с учётом аварийной ситуации на борту.

При возникновении ситуации, угрожающей жизни и здоровью экипажа, при которой нет необходимого запаса времени на ожидание заранее рассчитанного момента включения ДУ, производится экстренный спуск КА с ОИСЗ.

1.2.3 Основные недостатки существующих методов обеспечения безопасного спуска

В настоящее время, при возникновении нештатных ситуаций на борту российских транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) типа «Союз ТМА-М», требующих срочного завершения миссии и посадку на Землю, спуск проходит по баллистической траектории (режим баллистического спуска) в один из штатных полигонов посадки расположенных по всему земному шару.

При таком режиме, отклонение точки посадки от номинального значения может достигать до 500км (по дальности ± 250 км; по боку ± 30 км), значения перегрузки могут составлять порядка 10g. Этот режим обеспечивает гарантированное безопасное возвращение экипажа на каждом витке полета, но только в определенное, заранее рассчитанное время. Однако в реальном полете могут возникать нештатные ситуации, требующие экстренного завершения полета, т.е. у космонавтов нет времени ждать заранее рассчитанного на Земле момента включения тормозного двигателя. Такими нештатными ситуациями могут быть возгорание элементов КА, болезнь экипажа, разгерметизация отсеков, отказ системы жизнеобеспечения и др. В этом случае после построения ориентации и стабилизации аппарата предусмотрено срочное включение двигательной установки на торможение. Как следствие посадка экипажа осуществляется в неопределенный район Земли в режиме баллистического спуска. Исходя из этого, можно сделать вывод, что существующие методы обеспечения спуска при возникновении нештатной ситуации, не способны обеспечить безопасное завершение космической экспедиции за кратчайшее время между возникновением нештатной ситуации и посадкой на Землю.

При спуске в режиме БС в случае возникновения нештатной ситуации, требующей срочного спуска, максимальное значение рассеивания точек посадки, не позволяет гарантировать безопасное возвращение экипажа даже

в случае спуска в заранее выбранные полигоны посадки. Это обусловлено невозможностью гарантированного выполнения всех требований к районам посадки для районов размерами 500х60км из-за того, что эти районы не являются закрытыми и хозяйственная деятельность местного населения никак не регламентируется. Кроме того, практика спусков со срывом на БС показывает, что после длительного пребывания в условиях невесомости экипаж достаточно плохо переносит большие перегрузки (порядка 10g). Это может негативно сказаться на возможности эвакуироваться из корабля в случае посадки в неудачный район, например на воду. Исходя из этого, можно сделать вывод, что для решения задач повышения безопасности спуска необходимо отказаться от режима БС при проведении срочного спуска. В теории, даже сейчас на модернизированных кораблях типа «Союз - МС», с учетом того, что баллистическую информацию для обеспечения спуска можно рассчитывать на бортовой ЦВМ, при возникновении нештатной ситуации требующей срочного спуска, возвращение экипажа может проходить в режиме АУС.

1.3 Основные концепции повышения безопасности спуска при возникновении нештатных ситуаций

1.3.1 Необходимые условия для обеспечения минимального времени между возникновением нештатной ситуации и включением ДУ на спуск

Основным критерием, определяющим безопасность космических полетов, является возможность гарантированно спуститься на Землю в приемлемый район посадки за минимальное время между возникновением нештатной ситуации, требующей срочного завершения полета и включением двигательной установки на спуск. Для решения этой задачи необходимо выполнение пяти обязательных условий [2].

1. Увеличение точности СУС;
2. Гарантированная доступность высокоточных навигационных измерений для любого времени полета и этапа спуска.
3. Отказ от режима БС при проведении срочного спуска.
4. Разработка электронной карты с классификацией по безопасности всех достижимых районов посадки.
5. Синтез алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска.

При увеличении точности СУС появляется возможность существенно расширить приемлемые по безопасности для экипажа и местного населения районы посадки. Однако для уменьшения времени между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки одного увеличения точности СУС недостаточно. В дополнение к существующим технологиям расчета спуска на Земле, необходимо ввести режим вычисления параметров спусковой траектории на борту, т.к. только в этом случае можно обеспечить оперативность проведения всех необходимых расчетов различных вариантов спуска обеспечивающих минимизацию времени между возникновением нештатной ситуации и включением ДУ на торможение. Кроме того, при существенном расширении возможных районов посадки использование алгоритмов нахождения прицельной точки при спуске ТПК «Союз ТМА-М», основанных на таблицах достижимых районов в зависимости от долготы восходящего узла, не представляется возможным. Для решения этой проблемы, необходим синтез алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска. В основе такого алгоритма, в дополнении к существующим районам посадки должна использоваться электронная карта, содержащая в себе классификацию всех возможных районов посадки по безопасности (от 0 до 10) с шагом, равным точности обеспечения посадки пилотируемого корабля в режиме АУС без учета ветровой обстановки.

Немаловажным условием обеспечения безопасного спуска и увеличения точности СУС, является гарантированная доступность

высокоточных навигационных измерений для любого времени полета и этапа спуска. До недавнего времени, решить эту задачу не представлялось возможным. Сейчас СУС современных ТПК типа «Союз ТМА-М» и «Союз МС» используют автономные инерциальные средства навигации, которые достигли предела своей точности, т.е. для уменьшения области рассеивания точек посадки в качестве дополнительного источника навигационных данных в СУС необходимо использовать внешнетраекторные измерения. Для обеспечения штатного спуска были проекты по использованию передвижных наземных станций в качестве источника ВТИ на атмосферном участке спуска [9]. Однако для срочного спуска такое решение не подходит, так как наземные измерительные станции не могут обеспечить глобального навигационного покрытия. С развитием ГНСС типа ГЛОНАСС и GPS, а также аппаратуры спутниковой навигации потребителя, используемой на космических аппаратах, появилась возможность обеспечить СУС высокоточной навигацией на любом промежутке времени полета. Сейчас аппаратура спутниковой навигации используется на космических аппаратах различного назначения (ТГК «Прогресс М-М», ТПК «Союз МС», «Ресурс-П», «Канопус-В» и др.). Однако ни один из этих аппаратов не предполагает использование АСН для обеспечения спуска. Как следствие, не учитываются особенности движения КА при маневрировании на атмосферном участке спуска. Поэтому возникает необходимость проведения исследований работы АСН с учетом особенностей движения КА на различных этапах спуска.

1.3.2 Оценка точностных характеристик современных СУС ТПК «Союз ТМА-М»

Как уже отмечалось выше, безопасность спуска тесно связана с точностью работы СУС. При разработке СУС ПТК НП учитываются технологии построения СУС, использующиеся на ТПК «Союз ТМА-М», т.е. СУС перспективного пилотируемого аппарата будет построена как эволюция

существующих технологий. Таким образом, вопросы увеличения точности СУС ПТК НП невозможно рассматривать отдельно от оценки точностных характеристик современных СУС ТПК «Союз ТМА-М».

Спуск ТПК «Союз ТМА-М» с орбиты ИСЗ можно состоит из 5 этапов.

1. Движение по предпусковой орбите (высота орбиты ИСЗ).
2. Активный участок работы ДУ на торможение.
3. Внеатмосферный участок полёта ($h \approx 140 \div 80$ км).
4. Атмосферный участок полёта ($h \approx 80 \div 10$ км).
5. Участок спуска на парашюте ($h \approx 10 \div 0$ км).

Каждый из этих этапов вносит свой вклад в конечный промах, следовательно, для повышения точности посадки, необходимо, минимизировать промахи на каждом участке. В рамках задачи исследования точности посадки при возникновении нештатных ситуаций не рассматривается парашютный участок движения ВА. Это обусловлено тем, что на сегодняшний день управлять траекторией спуска при движении на парашюте невозможно, поэтому для уменьшения рассеивания от этого участка полета используется прогноз ветровой обстановки, оперативно получить который в случае возникновения нештатной ситуации не представляется возможным.

Основные факторы, влияющие на точность работы СУС на каждом этапа спуска это:

- ошибки определения и прогноза параметров орбиты;
- отклонение параметров атмосферы;
- ошибки определения аэродинамических характеристик СА;
- разброс параметров конструкции СА;

- инструментальные погрешности чувствительных элементов навигационной системы ТПК.

На современных кораблях типа «Союз ТМА-М» управление на атмосферном участке спуска осуществляется с использованием СУС, использующей в качестве чувствительных элементов жёстко связанные с корпусом спускаемого аппарата акселерометры и построенной на основе принципа управления относительно опорной траектории. При использовании таких чувствительных элементов, управление может осуществляться только продольной дальностью спуска. Исследования предельно достижимой точности наведения для такого СУС показали, что размер области рассеивания точек посадки составляет ~ 20 км (рис. 1.3.1) (без учета составляющей рассеивания от парашютного участка) и при использовании инерциальных средств навигации улучшить этот показатель не представляется возможным [2].

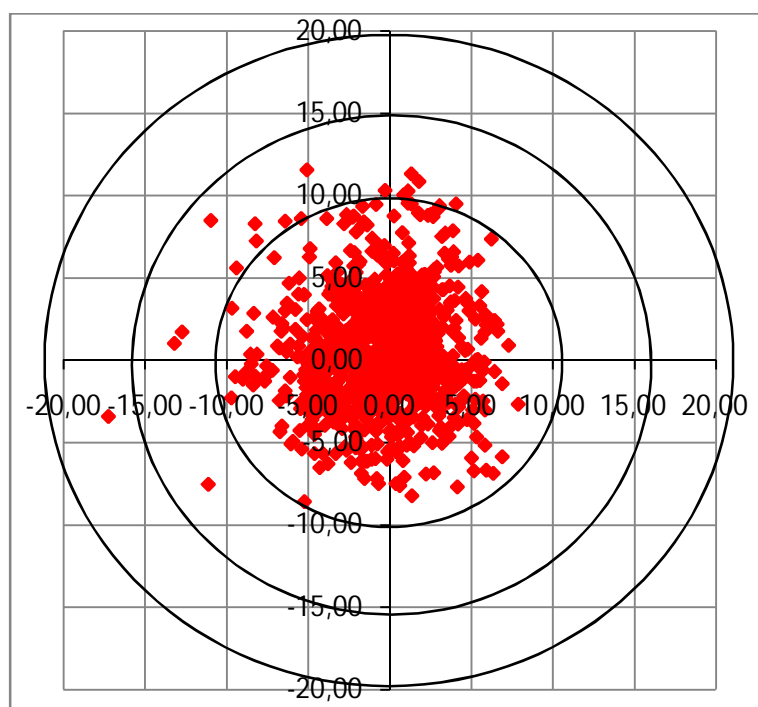


Рис 1.3.1 Рассеивание СУС ТПК «Союз ТМА-М»

1.3.3 Основные концепции повышения точности работы СУС

Согласно основным положениям государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, одним из важнейших требований к перспективному пилотируемому кораблю нового поколения является обеспечение посадки на территории России. Для этого предварительно были найдены 4 возможные района посадки (рис. 1.3.2), удовлетворяющие требованиям по безопасности экипажа, местного населения и объектов наземной инфраструктуры. Исходя из размера районов посадки, радиус которых не превышает 5 км, были выдвинуты требования по обеспечению точности приведения ПТК НП в точку посадки.

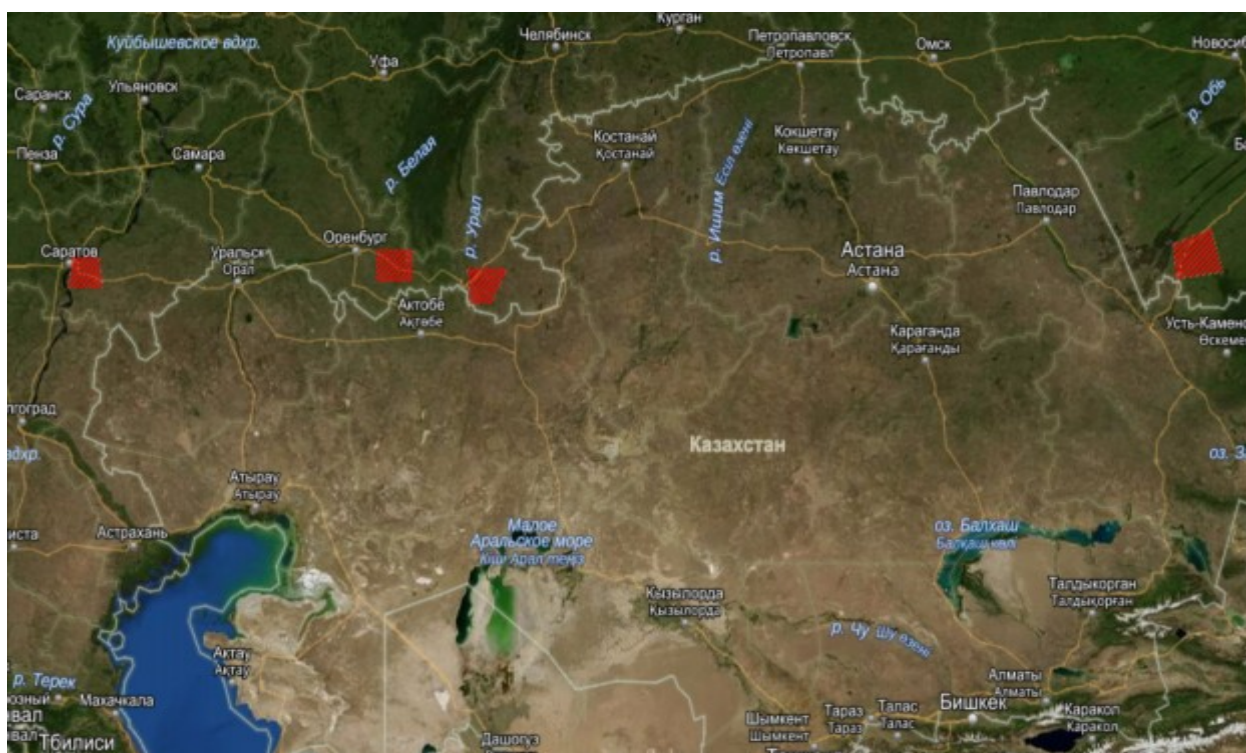


Рис 1.3.2 Возможные районы посадки на территории России

Так как схема спуска ПТК НП предполагает движение на парашюте на конечном этапе спуска с высоты ≈ 5 км, рассеивание при спуске на неуправляемом парашюте с такой высоты жестко определено и составляет порядка 4-х километров (с учетом наличия прогноза ветровой обстановки).

Исходя из этого, для гарантированного попадания в выбранные на территории России районы посадки, СУС должна обеспечивать точность приведения КА в точку ввода парашютной системы не хуже одного километра, что значительно превышает точности СУС существующих транспортных пилотируемых кораблей типа "Союз ТМА-М".

Разработка и обоснование предложений по увеличению точности СУС возможны только при наличии комплексного решения ряда взаимосвязанных задач динамики спуска [2]. Наиболее важные из них это:

- получение достаточно точной информации о положении и скорости перемещения центра масс ВА на всех этапах спуска;
- модернизация алгоритма управления возмущенным движением центра масс ВА.

Наиболее перспективным направлением решения проблемы навигации при спуске представляется использование высокоточной внешнетраекторной информации от спутниковых навигационных систем. Одной из проблем использования аппаратуры спутниковой навигации применительно к задачам обеспечения спуска, является необходимость исследования гарантированной точности работы АСН с учетом наличия движения вокруг центра масс, обусловленного управлением возвращаемого аппарата по углу скоростного крена.

Что касается алгоритма управления возмущенным движением центра масс ВА, то анализ работ на данную тему [2,3,6,7,8] показал необходимость использования комбинированной системы управления, в основу которой положено использование инерциальных навигационных средств совместно с АСН, а также применением гибких терминальных алгоритмов управления движением центра масс ВА на конечном участке спуска.

1.4 Постановка задачи исследования

Исходя из анализа современного состояния развития космической техники, можно сделать вывод, что в настоящий момент среди существующих методов обеспечения спуска при возникновении нештатных ситуаций не существует метода, который гарантировал бы обеспечение безопасности экипажа, местного населения и объектов наземной инфраструктуры.

Задача обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета может быть декомпозирована на шесть наиболее крупных составных частей:

1. Исследование вопросов увеличения точности СУС.
2. Разработка электронной карты достижимых районов посадки содержащей их классификацию по всем основным критериям безопасности проведения пилотируемого спуска.
3. Синтез алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска.
4. Исследование возможности гарантированной доступности высокоточных навигационных измерений для любого времени полета и этапа спуска.
5. Исследование особенностей работы АСН применительно к спусковому участку.
6. Реализация требований по использованию разработанного метода применительно к эксплуатации в оперативном контуре управления полетом КА и в составе комплекса бортовых алгоритмов.

Исследованию вопросов увеличения точности СУС посвящено множество работ [10, 11, 12, 13]. Многие результаты этих исследований в настоящее время используются при создании перспективного пилотируемого корабля, т.к. основным требованием к нему остается возможность посадки на

территории России, а это невозможно без увеличения точности работы СУС до 1 км [2].

Основной задачей исследования является синтез алгоритма выбора наиболее безопасной точки прицеливания. Данный алгоритм предполагает использование электронной карты всех достижимых районов посадки и включает в себя расчет номинальной попадающей траектории спуска, служащей исходными данными для терминального управления на атмосферном участке спуска возвращаемого аппарата ПТК НП. Таким образом, эти два алгоритма должны входить в комплекс бортовых алгоритмов обеспечения спуска ПТК НП на любом этапе полета.

Задача разработки электронной карты достижимых районов посадки для любого времени возникновения нештатной ситуации математически может быть сформулирована следующим образом: для множества Λ достижимых районов посадки пилотируемого транспортного корабля, разработать функцию $P(\varphi, \lambda, k)$ однозначно определяющую возможность посадки, в заданную точку исходя из требований по безопасности проведения спуска для районов посадки [1].

Задача синтеза алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска математически может быть сформулирована следующим образом. Заданы модели движения пилотируемого транспортного корабля и ВА на участках схода с орбиты и атмосферном участке спуска:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{f}_1(t, \bar{x}, \bar{u}) ; (1.4.1)$$

где $\dot{\bar{x}} = \left\| \begin{matrix} x, y, z, V_x, V_y, V_z, \gamma, \dot{\gamma} \end{matrix} \right\|^T$ - вектор состояния ТК или ВА;

x, y, z - координаты ЦМ ТК или СА;

V_x, V_y, V_z - компоненты вектора скорости ЦМ;

$\gamma, \dot{\gamma}$ - угол скоростного крена и угловая скорость в канале крена ВА;

t - время;

\bar{u} - вектор управления; в рассматриваемом случае: для участка схода с орбиты – вектор тяги тормозной ДУ \bar{P} в заданном режиме ориентации и стабилизации; для атмосферного участка спуска – командный угол крена $\gamma_{ком}$.

Задана модель бортовой системы управления для атмосферного участка спуска

$$\gamma_{ком} = f_2(t, \bar{x}, \varphi_{np}, \lambda_{np}); \quad (1.4.2)$$

где φ_{np} - прицельная широта ввода ОСП;

λ_{np} - прицельная долгота ввода ОСП.

Задано также множество \mathcal{R} все возможных районов посадки для конкретной орбиты пилотируемого транспортного корабля.

Необходимо для различных вариантов времен возникновения нештатных ситуаций, требующих срочного завершения полета получить:

- форму и расположение зоны маневра U ($U \subseteq \mathcal{R}$) для участка терминального управления с высоты гарантированного получения навигационной информации от АСН;
- значение координат прицельной точки $\bar{\xi}_{np}[\varphi, \lambda]$, удовлетворяющей условию $(\exists \xi \in U) P(\bar{\xi}_{cur}, k)$, где $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$ (1.4.3) – функция зависящая от текущей точки посадки и заданной экспертной оценки безопасности района (k);

- значение времени включения ДУ на торможение, обеспечивающее попадание в прицельную точку ξ_{np} при движении по номинальной траектории $t_{вкл} = f_2(t, \bar{x}, \xi_{np})$.

Для успешной работы алгоритмов выбора наиболее безопасного варианта спуска, необходимо проведение исследований возможности гарантированного получения навигационных измерений для любого времени полета и этапа спуска с точностью, обеспечивающей возможность приведения ВА в точку ввода парашютной системы не хуже 1 км. В рамках этой задачи рассматриваются вопросы работы аппаратуры спутниковой навигации с учетом особенностей движения ВА на участке спуска (необратимость процесса спуска, наличие значительных угловых скоростей при управлении на атмосферном участке и др.).

Задача гарантированной доступности высокоточных навигационных измерений для любого времени полета и этапа спуска математически может быть сформулирована следующим образом. Заданы модели движения пилотируемого транспортного корабля (1.4.1) на участках схода с орбиты и атмосферном участке спуска и спутников ГЛОНАСС с учетом действующих на них возмущений от гравитационного притяжения Земли, Луны и Солнца (1.4.4):

$$\dot{\bar{x}} = \bar{f}_1(t, \bar{x}); \quad (1.4.4)$$

Необходимо для каждого суточного витка полета и этапа спуска определить:

- число видимых спутников ГЛОНАСС N , удовлетворяющим условиям $\alpha_{min} \leq \alpha_{КА-ТПК} \leq 360 - \alpha_{min}$ (1.4.5), где $\alpha_{КА-ТПК}$ - угол между ТПК и навигационным спутников ГЛОНАСС, α_{min} - минимальный угол видимости между ТПК и навигационным спутников ГЛОНАСС;

- максимальный коридор углов $\alpha_{КА-ТК}$, при котором не меняется выбранное созвездие спутников ГЛОНАСС при возобновлении радиосвязи на атмосферном участке спуска.

Задача исследования особенностей работы аппаратуры спутниковой навигации с учетом особенностей движения ВА на различных участках спуска математически может быть сформулирована следующим образом.

Заданы массивы измерений АСН, полученный на различных этапах возвращения КА на Землю (начиная с этапа движения КА в связке со станцией, заканчивая этапом ввода парашютной системы)

$$z_j(x_i), j = 1, \dots, k, i = 1, \dots, n,$$

где k – число этапов спуска, n – число точек в массиве.

Необходимо для каждого массива измерений:

- построить сглаживающий полином n -го порядка $y(x) = \sum_{j=0}^n a_j x^j$, построенный по m заданным точкам $z(x_i)$, $i = 1, \dots, m$, причем $m > n+1$ и $\sum_{i=1}^m (y(x_i) - z(x_i))^2 = \min$ (1.4.6);
- если отклонение (1.4.6) по координатам превышает 100м, а по скоростям 1 м/с, то такие данные от АСН использовать для обеспечения высокоточного спуска использовать нельзя.

2. Практические аспекты совершенствования применяемых технологий обеспечения безопасного спуска

2.1 Основные задачи использования АСН при обеспечении высокоточного спуска

Спуск пилотируемого космического корабля с орбиты ИСЗ состоит из следующих этапов:

- движение по предпусковой орбите (после расстыковки).
- активный участок работы ДУ на торможение.
- внеатмосферный участок полёта;
- атмосферный участок полёта;
 - участок движения в условиях экранирования плазмой;
 - участок управления;
- парашютный участок спуска.

Каждый из этапов спуска вносит свой вклад в рассеивание точек посадки, поэтому для достижения заявленной требуемой точности посадки ПТК НП в 5 км, необходимо минимизировать промахи на каждом участке. Так как основным ограничением по точности работы СУС является качество навигационной информации, получаемой от автономной БИНС, то для решения этой проблемы необходимо вводить источник внешнетраекторных измерений. В проекте ПТК НП в качестве источника высокоточных навигационных измерений предусмотрено использование АСН на всех этапах спуска, где возможна связь со спутниками ГНСС. Для увеличения надежности СУС в ситуациях, когда использовать данные АСН для обеспечения навигации при спуске не представляется возможным, а также для максимизации использования существующих технологий, используемых при спуске, данные АСН в СУС ПТК НП, будут использоваться только для коррекции БИНС.

На различных этапах спуска и посадки ВА на поверхность Земли для работы АСН существуют свои задачи и особенности [14]. При движении по предпусковой орбите по информации от АСН необходимо оперативно уточнять значения координат и скоростей центра масс космического аппарата (КА) после отстыковки от станции и по этой информации вносить поправки во время включения ДУ. На внеатмосферном участке полета перед включением и после выключения двигателя на торможение по информации от АСН можно оценить величину выданного тормозного импульса и уточнить параметры опорной траектории на атмосферном участке. При движении в атмосфере после восстановления радиосвязи со спутниками ГЛОНАСС данные АСН используются для коррекции БИНС, тем самым обеспечивая работу терминальных алгоритмов наведения.

2.2 Использование электронной карты для работы алгоритма нахождения точки прицеливания при возникновении нештатной ситуации

На сегодняшний день алгоритмы выбора точки прицеливания ТПК «Союз ТМА - М» работают исходя из гарантированной точности посадки $\Delta L_{\Sigma} = 30$ км для штатного спуска в режиме АУС и $\Delta L_{\Sigma} = 500$ км для срочного спуска в режиме БС. Такая точность (особенно в режиме БС) не позволяет найти в пределах допустимых широт ($\pm 51,6^{\circ}$ для орбиты МКС) большое количество приемлемых по безопасности районов посадки. Для срочного спуска ТПК «Союз ТМА - М» с помощью картографического анализа было найдено несколько районов посадки (табл. 2.2.1), спуск в которых возможно осуществить на каждом витке полета. Так как спуск в режиме БС не предполагает маневрирования в атмосферном участке спуска [15], управляемым параметром является только время включения ДУ на торможение. Исходя из этого, прицеливание осуществляется только по одному параметру – долготе посадки. Структура исходных данных для

реализации работы алгоритма выбора прицельной долготы посадки представлена в таблице 2.2.1.

Табл. 2.2.1 Прицельные долготы при срочном спуске ТПК «Союз ТМА - М»

Диапазон долгот восходящего узла	Долгота линии прицеливания
$17,0^{\circ} - 3,5^{\circ}$	$69,0^{\circ}$
...	...
$109,0^{\circ} - 104,0^{\circ}$	$-171,8^{\circ} + k_1 \cdot \lambda_{в.у.}$
$104,0^{\circ} - 90,0^{\circ}$	$100,4^{\circ} + k_2 \cdot \lambda_{в.у.}$
$30,0^{\circ} - 17,0^{\circ}$	$64,0^{\circ}$

Метод обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого корабля предполагает спуск в режиме АУС с гарантированной точностью посадки при штатном спуске $\Delta L_{\Sigma} = 5$ км и $\Delta L_{\Sigma} = 10$ км в случае возникновения нештатной ситуации. При таких режимах спуска существенно увеличится количество приемлемых по безопасности районов посадки. Также посадка в режиме АУС предполагает возможность маневрирования на атмосферном участке спуска путем изменения угла скоростного крена [16], т.е. при расчете номинальной траектории посадки необходимо выполнение условий попадания в прицельную долготу и широту.

Таким образом, использование готовых алгоритмов выбора прицельной точки использующихся при спуске ТПК «Союз ТМА-М» для ПТК НП не представляется возможным. Это обуславливается тем, что в табл. 2.2.1 необходимо дополнительно вводить широту прицеливания и при существенном увеличении пригодных районов посадки в диапазон долгот восходящего узла будут входить несколько районов посадки, что сделает невозможным однозначный выбор точки прицеливания.

Для решения этой проблемы, необходимо использовать принципиально иной подход к выбору значений широты и долготы прицеливания,

отвечающих требованиям по безопасности спуска в случае возникновения нештатной ситуации. В качестве источника информации о достижимых районах посадки необходимо использовать электронную карту, содержащую оценки всех возможных районов приземления для конкретной орбиты КА. Такая электронная карта должна соответствовать следующим требованиям:

- наличие классификации всех достижимых районов посадки для текущей конфигурации орбиты;
- шаг изменения классификатора должен быть равен гарантированной точности посадки для спуска при возникновении нештатной ситуации;
- логика построения классификации всех достижимых районов посадки должна обеспечивать работу алгоритма поиска прицельной точки на карте;
- объем памяти, занимаемой электронной картой должен быть соизмерим с возможностями памяти БЦВМ.

При соблюдении всех вышеперечисленных требований появляется возможность независимо от времени возникновения нештатной ситуации, оперативно определить приемлемую точку прицеливания, обеспечивающую наиболее быстрое и безопасное завершение космической экспедиции.

2.3 Разработка вариантов использования алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в оперативном контуре БНО управления полетом

Разработка алгоритма поиска прицельной точки и электронной карты содержащей оценки всех возможных районов приземления для конкретной орбиты КА является необходимым, но не достаточным условием для обеспечения безопасной посадки на любом этапе полета. Практика оперативного баллистического обеспечения спусков космических аппаратов показывает, что полная проработка вопросов обеспечения безопасности

спусков невозможна без рассмотрения работы предложенного алгоритма применительно к оперативному контуру БНО управления полетом, включающему в себя работу алгоритма в комплексе бортовых алгоритмов обеспечения спуска.

Основные требования к алгоритму выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации при работе в оперативном контуре БНО управления полетами:

- быстроедействие – время работы алгоритма должно быть намного меньше времени, необходимого для осуществления всех подготовительных процедур (построение ориентации, стабилизация аппарата и т.д.) перед включением ДУ на торможение;
- универсальность – алгоритм должен обеспечивать расчет безопасных вариантов спуска для различных вариантов нештатных ситуаций на борту;
- максимальное сокращение объема занимаемой памяти;
- максимальное использование существующих бортовых алгоритмов - исключение дублирования программных функций.

3. Математические основы метода обеспечения безопасного спуска

3.1 Основные характеристики моделей, используемых при расчете баллистических данных для спуска и посадки КА, включая модели движения спутниковой системы ГЛОНАСС

Математическая модель движения КА по орбите ИСЗ в зависимости от высоты полета имеет свои составляющие [17, 18, 19, 20]. При моделировании процесса спуска необходимо учитывать особенности возмущающих факторов, действующих на возвращаемый аппарат на каждом этапе спуска и посадки [21, 22, 23]. При проведении оперативных расчетов спуска ТПК «Союз ТМА-М» и ТКГ «Прогресс М - М» на всех участках производится расчёт географических координат, поэтому модели движения КА приводятся в гринвичской системе координат.

Движение по орбите описывается следующей системой дифференциальных уравнений в ГСК:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \dot{v}_x = -S_x \rho v^2 \frac{v_x}{v} + 2\omega_e v_y + \omega_e^2 x - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{x}{r} + \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{P \cdot 10^{-3}}{m} e_x, \\ \ddot{y} = \dot{v}_y = -S_x \rho v^2 \frac{v_y}{v} - 2\omega_e v_x + \omega_e^2 y - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{y}{r} + \frac{\partial R}{\partial y} + \frac{P \cdot 10^{-3}}{m} e_y, \\ \ddot{z} = \dot{v}_z = -S_x \rho v^2 \frac{v_z}{v} - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{z}{r} + \frac{\partial R}{\partial z} + \frac{P \cdot 10^{-3}}{m} e_z. \end{cases} \quad (3.1.1)$$

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

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

C_{xa} – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления КА;

S_{mid} – площадь миделевого сечения КА;

m – масса КА, кг;

ρ - плотность атмосферы, кг/м³;

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

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

P – тяга ДУ КА, Н;

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

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

функция ГПЗ;

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

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

Для вычисления плотности используется модель “Стандартная атмосфера ГОСТ 25645.115-84”, редакция 1991г [2]. Для вычисления компонентов ГПЗ используется модель поля Земли 1990-го года [3].

Движение на внеатмосферном участке полёта

Для управления траекторией спуска используется кажущаяся скорость - \dot{W} . С помощью акселерометров измеряется продольное аэродинамическое ускорение \ddot{W} , следовательно, чтобы получить значение кажущейся скорости для каждого шага управления необходимо взять интеграл от измеренного аэродинамического ускорения:

$$\dot{W} = \int_{t_0}^t \ddot{W} dt ; (3.1.2)$$

Таким образом, в систему уравнений движения КА (3.1.1) добавляется уравнение:

$$\ddot{W} = \sqrt{C_{xa}^2 + C_{ya}^2} \frac{S_{mid}}{2m} \rho V^2 \quad (3.1.3).$$

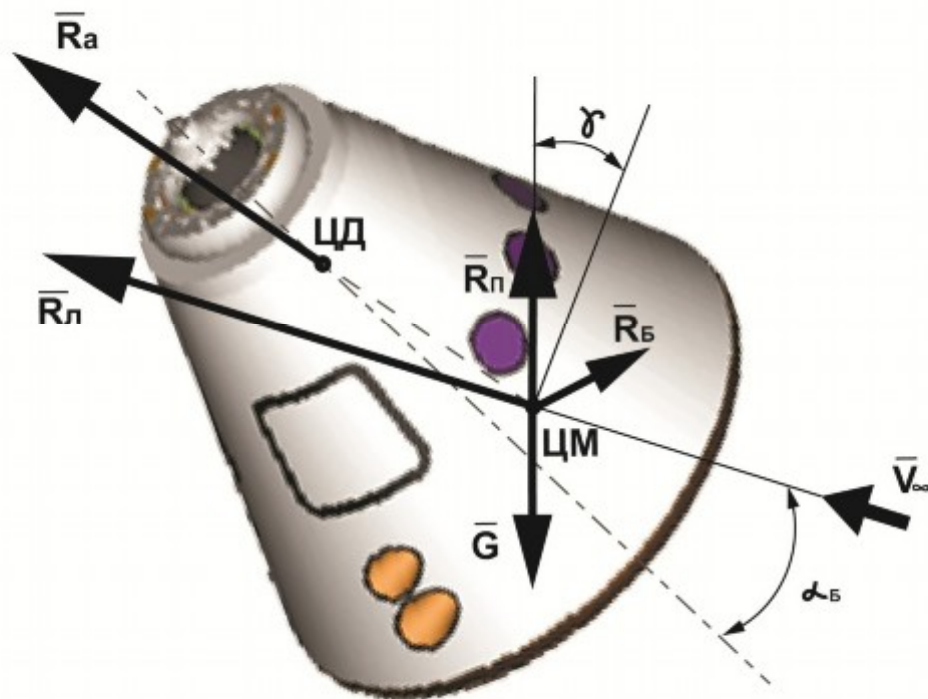
где C_{ya} – аэродинамический коэффициент подъемной силы СА.

Внеатмосферный участок заканчивается в момент достижения кажущейся скорости $\dot{W} = 25,6$ м/с. На этом участке происходит смена модели атмосферы с динамической на статическую.

Атмосферный участок спуска

Управление спуском пилотируемого космического аппарата осуществляется только на атмосферном участке полета. Изменяя значение угла крена γ , можно варьировать величину подъемной силы, тем самым появляется возможность управления точностью попадания в заданную точку по дальности и по боку.

Схема сил, действующих на возвращаемый аппарат, приведена на рис.3.1.1. Для возникновения подъемной силы необходимо, чтобы центр масс не совпадал с осью симметрии ВА. В этом случае движение ВА в атмосфере происходит с некоторым практически постоянным углом атаки (угол между осью симметрии и вектором скорости) α_σ , называемым балансировочным углом атаки. Например, величина α_σ для СА “Союз ТМА” составляет примерно 20° .



- ЦМ - центр масс
 ЦД - центр давления
 γ - угол крена
 \vec{V}_{∞} - вектор набегающего потока
 \vec{R}_a - вектор полной аэродинамической силы
 $\vec{R}_л$ - вектор силы лобового сопротивления
 $\vec{R}_п$ - вектор подъемной силы
 $\vec{R}_б$ - вектор боковой силы
 $\alpha_{Б}$ - балансирующий угол атаки
 \vec{G} - вектор силы земного притяжения

Рис 3.1.1 Схема сил, действующих на ВА при полете в атмосфере .

В основу организации движения в атмосфере положен комбинированный метод наведения, основанный на использовании метода попадающих траекторий и алгоритма терминального наведения на конечном участке спуска (с высоты 45 – 48 км). Сущность метода попадающих траекторий заключается в следующем: для некоторой области значений параметров траектории в точке схода с орбиты при допустимых значениях управляющих параметров можно найти попадающую траекторию,

удовлетворяющую имеющимся ограничениям по величине максимальной перегрузки и тепловому режиму. При терминальном наведении на конечном участке спуска необходимо учитывать особенность неполной управляемости динамической системы «траектория ВА – прицельная точка». Это обусловлено тем, что целевая задача наведения предполагает что путем изменения одного управляющего параметра – угла скоростного крена γ необходимо решить задачу попадания ВА в прицельную точку $\xi_{np}(\varphi, \lambda)$, зависящую от двух параметров (географических широты и долготы). Для наведения в прицельную точку по широте и долготе алгоритм использует явление уменьшения размеров зоны маневров ВА за счёт постоянного уменьшения скорости и высоты полёта. Значение управляющего параметра, выбирается таким образом, чтобы к моменту достижения высоты начала работы системы мягкой посадки прицельная точка оказалась внутри зоны маневра ВА.

Угол крена $\gamma_{упр}$ (управляющий) начинает вычисляться после достижения $\dot{W} = 25.6 м/с$, что соответствует высоте порядка 81 км.

Движение ВА на атмосферном участке описывается следующей системой дифференциальных уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \dot{v}_x = \rho v_\theta^2 \left[-S_x \frac{v_{\theta x}}{v_\theta} + S_y (b_x \cos \gamma + d'_x \sin \gamma) \right] + 2\omega_e v_y + \omega_e^2 x - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{x}{r} + \frac{\partial R}{\partial x}, \\ \ddot{y} = \dot{v}_y = \rho v_\theta^2 \left[-S_x \frac{v_{\theta y}}{v_\theta} + S_y (b_y \cos \gamma + d'_y \sin \gamma) \right] - 2\omega_e v_x + \omega_e^2 y - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{y}{r} + \frac{\partial R}{\partial y}, \\ \ddot{z} = \dot{v}_z = \rho v_\theta^2 \left[-S_x \frac{v_{\theta z}}{v_\theta} + S_y (b_z \cos \gamma + d'_z \sin \gamma) \right] - \frac{\mu_e}{r^2} \frac{z}{r} + \frac{\partial R}{\partial z}, \\ \ddot{W} = \sqrt{C_{xa}^2 + C_{ya}^2} \frac{S_{mid}}{2m} \rho v_\theta^2, \\ \ddot{\gamma} = \dot{\omega}_{крен} = -v(u) \dot{\omega}_{крен}^{max}, \end{array} \right. \quad (3.1.4)$$

здесь:

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

$$S_y = \frac{C_{ya} S_{mid}}{2m} - \text{коэффициент подъемной силы};$$

$$\vec{v}_e = \vec{v} - \vec{v}_{ветер};$$

$$v_e = \sqrt{v_{xe}^2 + v_{ye}^2 + v_{ze}^2}; - \text{воздушная скорость};$$

$$\vec{b} = \frac{\Pi \vec{d} \times \vec{c}}{|\Pi \vec{d} \times \vec{c}|} - \text{вектор в местной вертикали};$$

$$\vec{d}' = \vec{c} \times \vec{b} - \text{вектор в местной боковой плоскости};$$

$$\vec{c} = \frac{\vec{v}_e}{v_e};$$

$$\vec{d} = \frac{\vec{v}(t_{разд}) \times \vec{r}(t_{разд})}{|\vec{v}(t_{разд}) \times \vec{r}(t_{разд})|} - \text{вектор в боковой плоскости на момент разделения};$$

$$\vec{v} = \begin{pmatrix} v_x - \omega_e y \\ v_y + \omega_e x \\ v_z \end{pmatrix} - \text{абсолютная скорость};$$

$$\Pi = \begin{pmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} - \text{матрица перехода.}$$

Из-за особенностей движения ВА на различных участках спуска, влияющих на работу АСН, необходимо моделировать орбитальное движение навигационных спутников ГЛОНАСС, описываемое следующей системой дифференциальных уравнений в фундаментальной инерциальной системе координат:

$$\frac{d^2\bar{r}}{dt^2} = -\mu_e \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|^3} + [W \cdot S \cdot N \cdot P]^T \frac{\partial R_\Sigma}{\partial \bar{r}'} + \bar{a}_{\text{квл}} + \bar{F}_T - \sum_{j=1}^2 \frac{\mu_j}{|\bar{r} - \bar{r}_j|^3} (\bar{r} + f(q_j) \cdot \bar{r}_j) +$$

$$+ C_R \cdot \frac{S_R}{m} \cdot P_0 \left(\frac{A}{|\bar{r} - \bar{r}_2|} \right)^2 \cdot \frac{\bar{r} - \bar{r}_2}{|\bar{r} - \bar{r}_2|} \cdot \psi \quad (3.1.5)$$

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

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

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

S – матрица, учитывающая суточное вращение Земли;

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

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

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

Пятое слагаемое учитывает возмущения от Луны и Солнца, где

$$q_j = \frac{|\bar{r}|}{|\bar{r}_j|} \left(\frac{|\bar{r}|}{|\bar{r}_j|} - 2 \frac{\bar{r} \cdot \bar{r}_j}{|\bar{r}| \cdot |\bar{r}_j|} \right), \quad (3.1.6)$$

$$f(q_j) = \frac{3 + 3q_j + q_j^2}{1 + (1 + q_j)^{3/2}} q_j, \quad (3.1.7)$$

где $j=1$ - Луна, $j=2$ - Солнце.

Шестое слагаемое учитывает влияние светового давления, где $A=149597870.61$ км – астрономическая единица, ψ – теневая функция.

3.2 Краткое описание ПМО моделирования расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета

В рамках решения задачи отработки метода обеспечения безопасного варианта спуска перспективного пилотируемого КА, была разработана база данных (электронная карта) всех возможных достижимых районов посадки с их классификацией [4]. На основе этой базы данных было разработано ПМО расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета [5]. Так как указанное ПМО разрабатывалось для оперативного БНО управления полетами, оно должно удовлетворять следующим требованиям [25]:

- максимальное быстродействие оперативных программно-математических комплексов расчета спуска;
- максимальная автоматизация процессов ввода и выдачи информации.
- минимальный объем занимаемой памяти;
- оптимальное использование вычислительных ресурсов.

Для выполнения всех вышеперечисленных требований, ПМО расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации было разработано с использованием web технологий ASP.NET MVC с использованием языка программирования высокого уровня С# – это позволило существенно сократить время, необходимое для разворачивания приложения в зале оперативного БНО управления полета и упростить техническую поддержку. Все математические процедуры и функции написаны на языке программирования С++, такой подход позволил существенно увеличить быстродействие расчетов, так как особенности реализации языка С++, в отличие от С# позволяют более эффективно использовать вычислительные мощности центрального процессора для численных методов.

Для возможности оперативного изменения или дополнения математической составляющей ПМО моделирования расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета, при построении программы использовалась архитектура, основанная на принципе разделения интерфейса от алгоритмической части (рис. 3.3.1).



Рис. 3.3.1 Архитектура построения ПМО

Для возможности оперативного решения задачи выбора приемлемого по безопасности варианта спуска при программной реализации поиска прицельной точки по электронной карте использовался алгоритм

параллельных вычислений [26, 27]. Для обеспечения применения такого алгоритма необходимо выполнение всего 2-х условий:

- возможность выделения независимых задач;
- наличие свободных вычислительных мощностей.

Под независимыми задачами нужно понимать отдельные баллистические расчеты, которые можно проводить без синхронизации друг с другом. Алгоритм выбора приемлемой по безопасности точки прицеливания подразумевает построение достижимой зоны маневра, граница которой рассчитывается исходя из интегрирования системы дифференциальных уравнений (3.1.4) с различными значениями управляющего параметра (угла крена). Эти математические операции полностью независимы друг от друга и требуют синхронизации только на дальнейших стадиях работы. Электронная карта была реализована с использованием технологии реляционных баз данных, которая изначально предполагает наличие многопоточного режима. Исходя из это можно сделать вывод, предложенный алгоритм параллельных вычислений отлично подходит для расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатных ситуаций.

По результатам работы предложенного алгоритма было проведено сравнение времени работы алгоритма выбора наиболее безопасной точки прицеливания в зависимости от количества итераций (рис.3.3.2). Как видно из графика, при небольшом количестве итераций, эффект от применения алгоритма параллельных вычислений небольшой. Однако, при неудачных начальных условиях, когда количество итераций приближается к 10, время выполнения отдельных независимых задач существенно сокращается. При выделении достаточного количества независимых задач и свободных вычислительных мощностей эффект в ускорении быстрогодействия

программы, может быть увеличен в разы по сравнению с применением классической архитектуры построения программных комплексов.

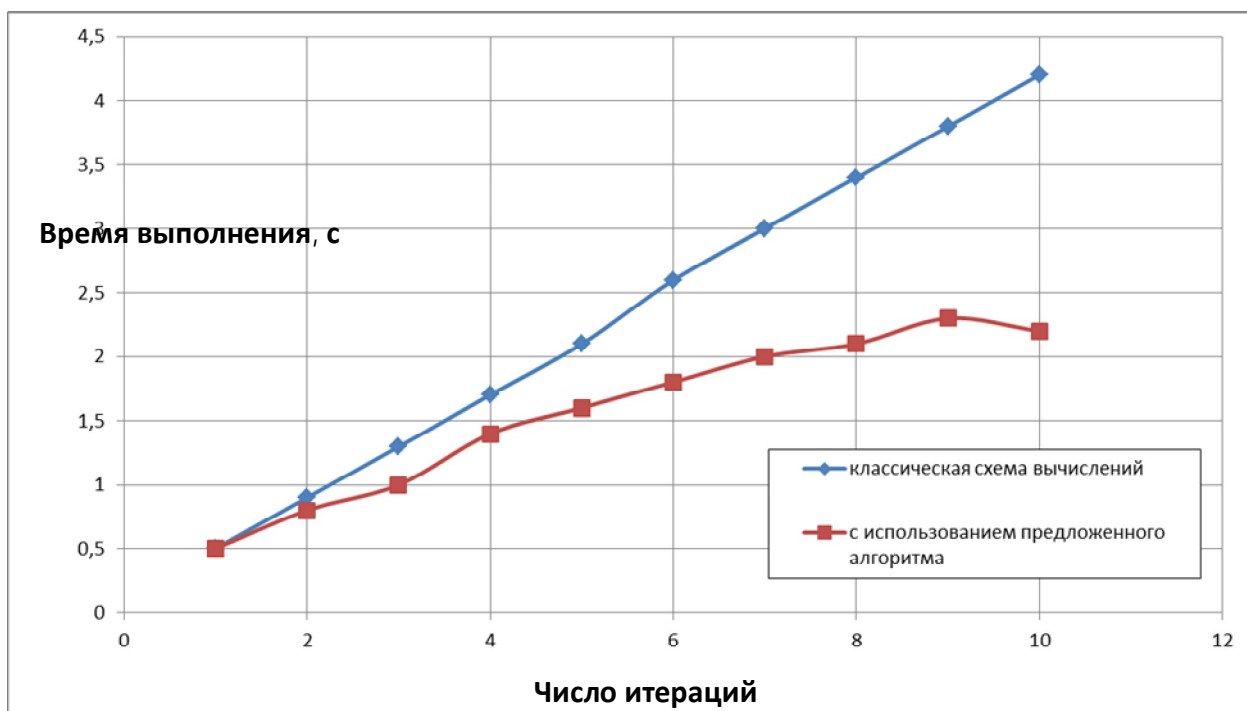


Рис 3.3.2 Сравнение времени работы двух алгоритмов

Программа моделирования расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации интегрировано в оперативный программный комплекс «Расчет и отображение сопроводительных баллистических данных» (рис. 3.3.3). Для проведения экспериментальных расчетов в базу данных обслуживаемых КА был внесен ПТК НП с заявленными массо-инерционными характеристиками. В форму ввода заданий на расчет спуска для ПТК НП была добавлена возможность расчета наиболее безопасного варианта спуска исходя из параметров текущего положения ПТК НП на орбите и времени возникновения нештатной ситуации (рис. 3.3.4). Исходными данными для алгоритма расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации являются координаты положения КА в гринвичской системе координат, минимально допустимый квалификатор точки прицеливания, и дата и время возникновения нештатной ситуации.

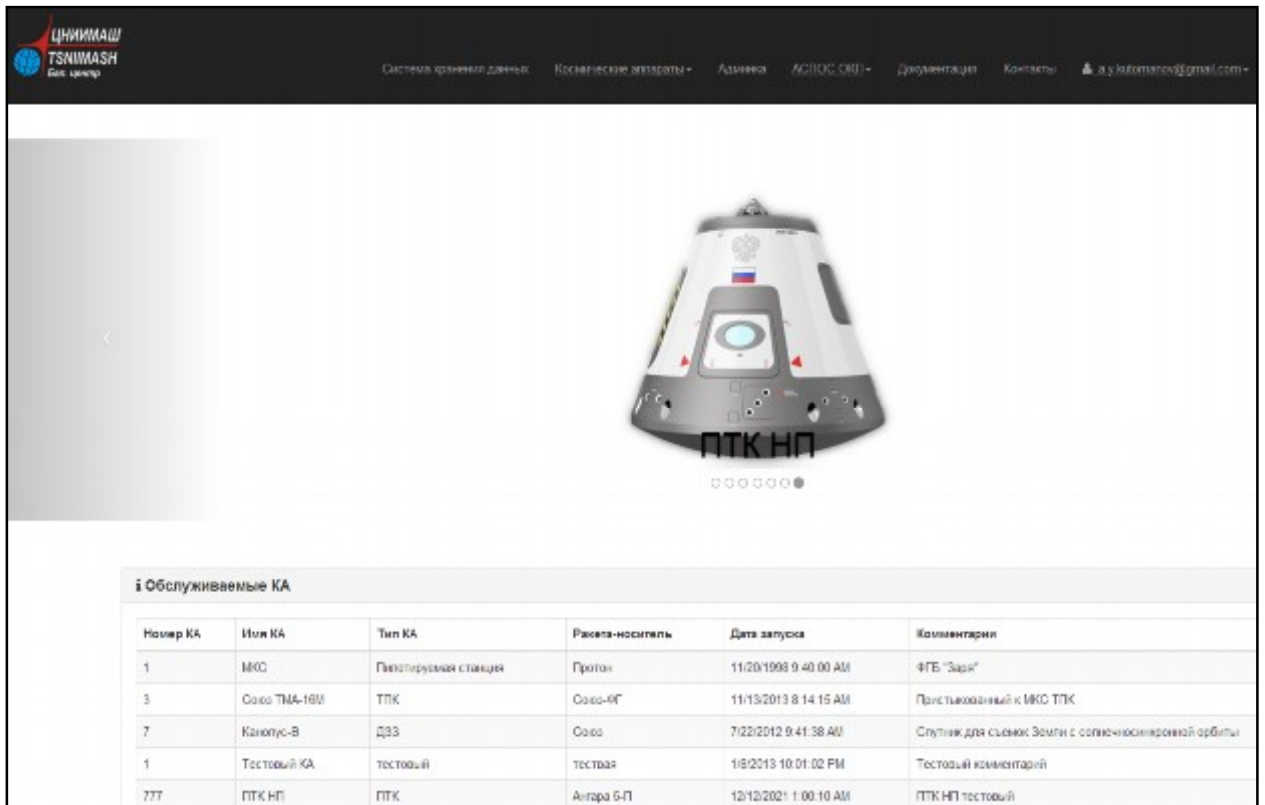


Рис 3.3.3 Главное окно программного комплекса

Виток

3310

Дата и время возникновения нештатной ситуации

2014.02.19 07:55:01

Классификатор минимально допустимого района посадки

Б

Порция в витках (+) или в сутках (-)

0

Очистить

Результаты

Этап полета	Дата и время	Широта	Долгота	Высота
Включение ДУ	2/19/2014 8:10:14 PM	-31.5412461864802	-114.278989918958	427.325391869762
Выключение ДУ	2/19/2014 8:13:47 PM	-21.7833007847582	-104.547170738894	420.849785784573
Разделение	2/19/2014 8:31:20 PM	30.3486539638939	-62.8440055309238	256.337180080075
Вход в атмосферу	2/19/2014 8:42:59 PM	51.5852258651038	-6.6133605532978	105.988625623915
Посадка	2/19/2014 8:50:38 PM	46.1354108040274	29.5072486821689	10.689698969698

Рис. 3.3.4 Исходные данные и результаты работы ПМО

Результатом работы программы является номинальная траектория спуска (рис. 3.3.5), удовлетворяющая требованиям по квалификатору прицельной точки и минимальному времени между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на торможение для текущего значения минимально допустимого квалификатора района посадки.

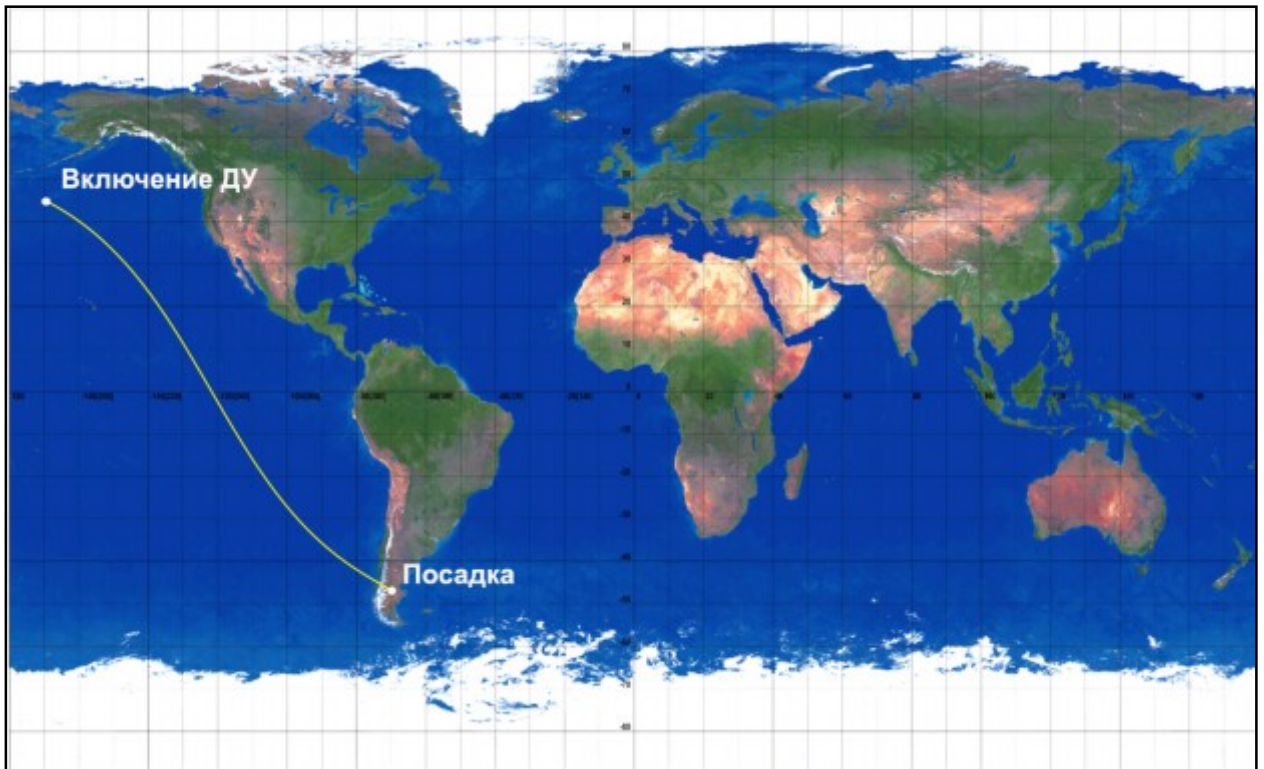


Рис. 3.3.5 Результаты работы ПМО

4. Исследование особенностей применения АСН для обеспечения высокоточного спуска

4.1 Основные задачи и особенности использования АСН на различных этапах спуска.

Важнейшим и наиболее сложным этапом полета любого пилотируемого КА является спуск в атмосфере и мягкая посадка в заранее рассчитанном районе. Именно поэтому процесс подготовки к возвращению экипажа на Землю содержит множество обязательных проверок различных систем, обеспечивающих возможность организованного завершения космической экспедиции. Так, проведение пилотируемого спуска невозможно без предварительной проверки герметичности переходных люков (в случае полета в составе орбитальной станции), проверки корректности работы навигационной системы и цифровой вычислительной машины, с помощью которой осуществляется расчет всех необходимых параметров спусковой траектории. В случае же возникновения нештатных ситуаций время на проведение спуска сильно ограничено. В таблице 4.1 и на рисунке 4.1.1 представлены все основные стадии подготовки и проведения пилотируемого спуска при возникновении нештатной ситуации, требующей срочного завершения космического полета. Каждый из представленных этапов имеет свои особенности и ограничения, влияющие на работу различных составляющих СУДН. Кроме того, одним из важнейших условий обеспечения безопасности завершения космической экспедиции при возникновении нештатной ситуации является необходимость приведения ВА в точку ввода парашютной системы с точностью не хуже чем 1 км, что невозможно осуществить без наличия высокоточной навигационной информации на любом участке полета КА. Отсюда вытекает необходимость исследования условий работы АСН отдельно для каждого из представленных этапов спуска.

Табл. 4.1. Циклограмма подготовки и проведения спуска

№ п/п	Наименование операции	Примерное время на проведение операции
1.	Закрытие переходного люка, одевание скафандров, проверка герметичности люков	≈ 20-40 мин
2.	Выбор приемлемого по безопасности варианта спуска	≈ 1 мин
3.	Расстыковка и увод корабля от станции	≈ 5 мин
4.	Построение ориентации	≈ 15 мин
5.	Ожидание времени включения ДУ на торможение	зависит от текущего положения КА
6.	Отработка тормозного импульса	≈ 4 мин
7.	Полет до входа в атмосферу и начала управления	≈ 25 мин
8.	Полет в условиях отсутствия радиосвязи	≈ 3- 5 мин
9.	Управление по алгоритмам терминального наведения	≈ 10 мин
10.	Параютный участок спуска	≈ 5 – 7 мин

4.1.1 Этап проверки герметичности люков и одевания скафандров.

После принятия решения о проведении срочного спуска, после перехода экипажа в КА и перед расстыковкой корабля от станции для космонавтов обязательными процедурами являются одевание скафандров и проверка на герметичность люков. Это одна из самых длительных операций по подготовке к спуску, за время которой происходит расконсервация и проверка всех систем КА. Во время полета пилотируемого корабля в составе космической станции, предполагается, что навигационная система КА

отключена, поэтому на этом этапе подготовки к спуску запуск АСН происходит из режима «холодного» старта (отсутствует информация о текущих видимых спутниках ГНСС). Время на поиск навигационного созвездия, а также решения задачи уточнения текущего положения КА для такого режима работы АСН может составлять до 2 – 2,5 минут. После этого решается задача определения орбиты, для ускорения которой в качестве первого приближения используется информация от АСН космической станции.

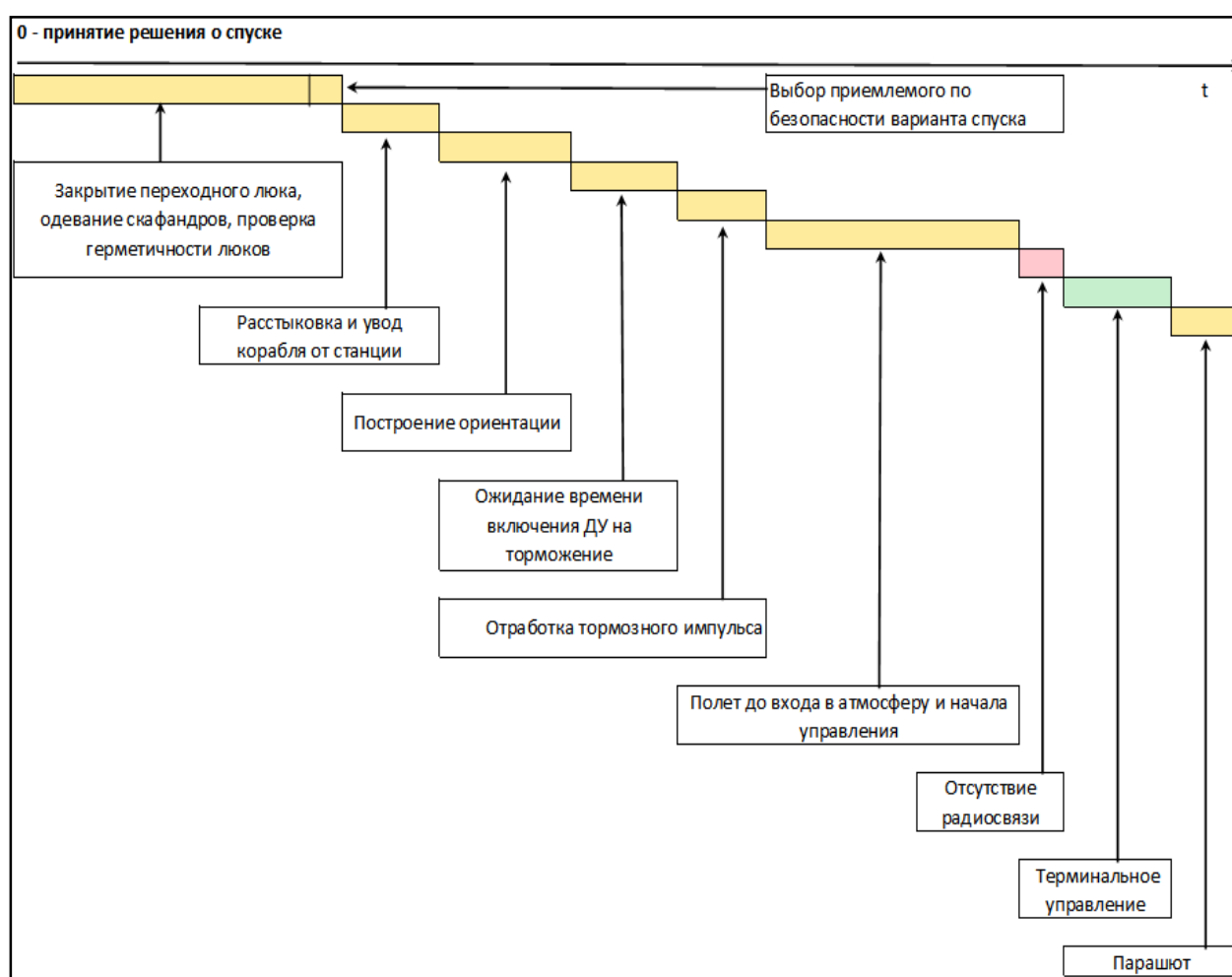


Рис. 4.1.1 Временные рамки подготовки и проведения спуска

4.1.2 Выбор приемлемого по безопасности варианта спуска

Задачу поиска приемлемой по безопасности траектории спуска можно разделить на две подзадачи:

- поиска прицельной точки, удовлетворяющей условию

$$\bar{\xi}_{np} = f_2(t, \bar{x}, k); \quad (4.1)$$

где

$$\bar{x} = \|x, y, z, V_x, V_y, V_z\|^T;$$

текущий вектор состояния центра масс ВА (компоненты векторов положения и скорости), t – московское время, k – минимально допустимое значение оценки безопасности района посадки;

- расчета времени включения ДУ на торможение, обеспечивающего приведение ВА в выбранную прицельную точку по номинальной траектории

$$t_{вкл} = f_2(t, \bar{x}, \bar{\xi}_{np}) : \gamma = \text{const}; \quad (4.2)$$

Исходными данными для решения задачи поиска приемлемой по безопасности траектории спуска являются компоненты текущего вектора состояния, получаемые после решения задачи определения орбиты по данным АСН. Время, необходимое для проведения всех необходимых расчетов может достигать до 1 минуты, а информация о запасе времени перед включением ДУ на спуск экипажу необходима до этапа расстыковки и увода КА от станции. Это обусловлено тем, что расстыковка происходит после завершения всех регламентных подготовительных операций по команде экипажа в зависимости от располагаемого времени перед выдачей тормозного импульса.

4.1.3 Расстыковка и увод корабля от станции

Процедура расстыковки и увода корабля от станции при возникновении нештатной ситуации несколько отличается от аналогичной задачи при штатной работе. При штатной работе, до разделения происходит процедура разворота станции для обеспечения расстыковки корабля по вектору скорости. В случае же возникновения нештатной ситуации запас времени на

изменение ориентации космической станции может отсутствовать, поэтому необходимо исходить из того предположения, что расстыковка будет проходить из режима штатной орбитальной ориентации. Направление разведения КА и станции в таком случае будут зависеть положения конкретного стыковочного узла, т.е. для различных вариантов увода, положение корабля после обработки всех импульсов может существенно отличаться. После выдачи команды на расстыковку процесс увода корабля проходит в два этапа: отделение КА от станции с помощью пружинных толкателей и затем включение двигателей причаливания и ориентации на непродолжительное время для окончательного увода, обеспечивающего невозможность последующего столкновения КА и орбитальной станции. После окончания этапа расстыковки и увода корабля и станции необходимо по данным АСН уточнить текущее положения КА и, в случае необходимости, по этим данным пересчитать время включения ДУ на спуск.

4.1.4 Построение ориентации

Для выдачи тормозного импульса существует два режима стабилизации КА: инерциальная и орбитальная. Для перевода КА в эти режимы, сначала необходимо построить нужную ориентацию. Это делается с помощью инфракрасной вертикали (ИКВ). Сначала корабль разворачивается датчиком ИКВ на Землю и замеряет направление местной вертикали, затем через некоторое время эта процедура повторяется для другой точки орбиты. После этого определяется трансверсальное направление движения и строится орбитальная ориентация КА. Вся процедура построения ориентации может занимать до 15 минут. При необходимости процесс разворота КА можно проводить в ручном режиме. Это уменьшит время, затрачиваемое на разворот, но при этом может ухудшиться точность построения ориентации.

4.1.5 Ожидание времени включения ДУ на торможение

Время этого этапа зависит от текущего положения КА на момент возникновения нештатной ситуации требующей срочного спуска. При решении задачи выбора приемлемой по безопасности траектории спуска учитываются только верхние границы времен этапов подготовки к спуску. При таком подходе, если выполнять все подготовительные операции в строгом соответствии с циклограммой, как правило, остается некий запас по времени, который необходим для ожидания достижения КА точки трассы, включение ДУ в которой гарантирует безопасное возвращение экипажа на Землю. Поэтому в результате решения задачи выбора безопасной траектории спуска может появиться возможность увеличения времени на осуществление подготовительных операций за счет времени ожидания включения ДУ на торможение.

4.1.6 Отработка тормозного импульса и уточнение параметров орбиты по данным АСН.

Величина тормозного импульса зависит от текущей высоты полета КА. С увеличением высоты растет и величина импульса, необходимого для гарантированного выполнения условий входа в атмосферу (угол наклона траектории $\theta \approx 1.5^\circ$). Например, для спуска с круговой орбиты, высотой 400 км на двигателе с тягой $P \approx 300$ кгс необходимо порядка 4 минут. Так как при такой длительности активного участка могут быть существенные разбросы по величине выданного тормозного импульса. Кроме того во время работы ДУ могут возникать различные нештатные ситуации влияющие на величину тормозного импульса, поэтому программой полета предусмотрено парирование таких неблагоприятных сценариев. Например, при выключении основной ДУ во время выдачи тормозного импульса предусмотрено включение дополнительных двигателей (причаливания и ориентации) для его доработки. Однако из-за разницы в тяге двух двигателей длительность

активного участка и фактические параметры тормозного импульса могут сильно отличаться от номинальных значений. Поэтому для обеспечения точности приведения ВА в точку ввода парашютной системы с точностью не хуже 1 км, необходимо решить задачу уточнения параметров орбиты после выключения ДУ. Эту задачу можно решить только с использованием высокоточной навигационной информацией полученной от АСН. По этим данным оцениваются фактические параметры отработанного тормозного импульса и решаются задачи уточнения координат точки посадки и параметров номинальной траектории спуска.

4.1.7. Полет до входа в атмосферу и начала управления.

Характер движения КА до входа в атмосферу не вносит дополнительных возмущений в работу АСН, так как он проходит в диапазоне высот от 400 – до 100 км. На таких высотах условия полета практически не отличаются движения КА по орбите ИСЗ. В настоящее время вопросы применения АСН на орбитальном участке полета достаточно хорошо изучены и отработаны на практике при БНО управления различных КА НСЭН, МКС, и транспортных грузовых кораблей типа «Прогресс М-М». Общая продолжительность этого участка спуска составляет порядка 25 минут. За это время необходимо решить следующие задачи, без которых невозможно осуществление высокоточного спуска:

- провести разделение ВА и двигательной установки;
- по данным АСН уточнить параметры орбиты после отработки тормозного импульса;
- уточнить координаты прицельной точки посадки и параметры номинальной траектории спуска;
- решить задачу выбора созвездия спутников ГНСС, гарантирующего оперативное получение навигационной информации после прохождения участка экранирования плазмой.

Задача выбора необходимого созвездия спутников ГНСС обусловлена тем, что при спуске в атмосфере, динамика движения возвращаемого аппарата существенно отличается от участка орбитального полета. Движение ВА на атмосферном участке спуска сопровождается следующими особенностями, влияющими на работу АСН:

- возможное наличие перерыва в радиосвязи при прохождении участка экранирования ВА плазмой;
- скоротечность и необратимость этого этапа спуска.

Численное моделирование условий прохождения радиосигнала через плазменную оболочку (4.1.7)

$$N_e < N_{eKP} \quad (4.1.7),$$

где N_e – концентрация свободных электронов плазменной оболочки в направлении приёма сигнала. Показало, что в самом худшем случае радиосвязь со спутниками ГНСС восстанавливается на высоте порядка 48-45 км, при этом максимальное время отсутствия радиосвязи может достигать порядка 4-5 минут. Эти результаты подтверждаются статистикой спусков ТПК «Союз ТМА - М» за последние несколько лет. При этом запас времени на управление ВА для компенсации ошибок, накопленных на предыдущих этапах спуска, после восстановления радиосвязи со спутниками ГНСС с высоты 48 км составляет порядка 10 минут. Следовательно, время на получение высокоточной навигационной информации после восстановления радиосвязи со спутниками ГНСС сильно ограничено. Проблема оперативности получения навигационной информации возникает из-за того, что АСН после восстановления радиосвязи вынуждена заново искать созвездия навигационных спутников (режима «холодного» запуска), получать их эфемериды и решать навигационную задачу. Время на проведение всех этих операций может занимать до 2 - 2.5 минут, что на этом этапе спуска не представляется возможным. Так как за это время ВА уже

будет находиться на высоте порядка 20 км, а с учетом располагаемого аэродинамического качества (0.3-0.4) маневренные возможности ВА на такой высоте не позволяют осуществить его приведение в прицельную точку с точностью не хуже 1 км.

Для обеспечения высокоточного спуска при условии использования комбинированной СУС (БИНС + АСН), после возобновления радиосвязи с навигационными спутниками время на получение высокоточной навигационной информации, необходимой для компенсации ошибок БИНС не должно превышать 1 минуты, т.е. необходимо исключить возможность возобновления работы АСН после восстановления радиосвязи с навигационными спутниками из режима «холодного» запуска, при этом в случае, когда нет необходимости искать приемлемое созвездие навигационных спутников (режим «горячего» запуска), время на получение навигационной информации измеряется секундами.

Задачу исключения возможности «холодного» запуска АСН можно решить путем выбора оптимального по информативности созвездия (максимальный угол места между ВА и НС) навигационных спутников. Созвездие навигационных спутников необходимо выбирать таким образом, чтобы в момент возобновления радиосвязи после выхода ВА из участка экранирования плазмой у АСН не возникало бы необходимости поиска нового созвездия. Это означает, что перед входом в атмосферу необходимо решить задачу выбора такого созвездия спутников ГНСС, номера спутников в котором гарантированно не изменятся после прохождения участка экранирования ВА плазмой, таким образом у АСН не будет необходимости проводить поиск навигационного созвездия и будет обеспечен режим «горячего» запуска.

4.1.7. Полет в условиях отсутствия радиосвязи

Из-за отсутствия связи с навигационными спутниками при движении ВА в условиях экранирования плазмой, точность определения текущего положения ВА в пространстве ухудшается. Это обусловлено невозможностью проведения коррекции БИНС из-за отсутствия высокоточной информации от АСН. Поэтому управление спусковой траектории на этом участке полета осуществляется только по данным автономной инерциальной навигации. Подобным образом строится управление спуском на современных ТПК «Союз ТМА-М», где в качестве алгоритма наведения используется управление относительно опорной траектории [29, 30, 31]. При таком построении управления изменение угла крена происходит по заранее рассчитанным наборам коэффициентов закона управления, выбор которых зависит от значений массо-центровочных характеристик ВА. Указанные коэффициенты рассчитываются заранее с использованием стохастической оптимизации с условием выполнения фазовых ограничений по максимальной перегрузке и тепловому режиму. В зависимости текущего значения кажущейся скорости (4.3) на каждом шаге управления рассчитывается значение командного угла крена (4.4), на величину которого и происходит разворот.

$$\dot{W} = \sqrt{C_{xa}^2 + C_{ya}^2} \frac{S_{mid}}{2m} \rho V^2; \quad (4.3)$$

$$\ddot{\gamma} = \dot{\omega}_{\text{крен}} = -\nu(u) \dot{\omega}_{\text{крен}}^{\text{max}}, \quad (4.4)$$

где \dot{W} – продольное аэродинамическое ускорение, $\ddot{\gamma}$ - ускорение в канале скоростного крена.

4.1.7. Управление по алгоритмам терминального наведения

Участок управления по алгоритмам терминального наведения начинается сразу после выхода из плазмы и восстановления радиосвязи со спутниками ГНСС ($h \approx 45 \div 48$ км). Основная задача которых, состоит в

приведении ВА в точку ввода парашютной системы с точностью не хуже 1 км. Необходимость использования терминального наведения обусловлена тем, что алгоритмы управления относительно опорной траектории, используемые на современных ТПК «Союз ТМА-М», основаны на использовании измерений продольного аэродинамического ускорения. Все управление строится относительно текущего значения характеристической скорости, направление которой, как известно касательно к траектории. Таким образом, можно управлять только длиной траектории, а не продольной и боковой дальностью. Максимальная точность такого алгоритма управления составляет порядка 10-15 км, что не годится для обеспечения высокоточного спуска. Решение задачи приведения ВА в точку ввода парашютной системы с точностью не хуже 1 км, невозможно без наличия высокоточных навигационных данных и использующихся для работы гибких терминальных алгоритмов наведения с элементами адаптации к реальным условиям движения.

В основу алгоритмов терминального наведения положена необходимость выполнения требований конечного состояния системы «ВА – прицельная точка»:

$$y(t_k) = \left\| \bar{\xi}_{np}, h_{осп} \right\|^T ; \quad (4.5)$$

где $\bar{\xi}_{np}$ – координаты прицельной точки, находящейся на высоте начала ввода парашютной системы $h_{осп}$.

Для выполнения требований (4.5) необходимо чтобы прицельная точка $\bar{\xi}_{np}$ постоянно находилась внутри границ зоны маневра, текущие размеры которой постоянно уменьшаются вследствие уменьшения высоты и скорости полета ВА. Таким образом, условие (4.5) можно выполнить посредством использования многошагового управления углом скоростного крена, на каждом шаге которого по данным АСН рассчитываются текущие параметры

зоны маневра и вычисляется угол крена, обеспечивающий нахождение прицельной точки внутри границы постоянно уменьшающейся зоны маневра.

При этом на работу АСН существенное влияние оказывает наличие значительных угловых скоростей движения ВА вокруг центра масс при управлении углом скоростного крена. Для оценки максимального значения угловых скоростей при движении ВА в атмосфере была промоделирована работа системы управления спуском ПТК НП, при использовании терминальных алгоритмов наведения на конечном участке спуска (рис. 4.1.2, рис. 4.1.3) [28]. Так как СУС перспективного пилотируемого корабля будет построена на использовании комбинированных алгоритмов наведения (управление относительно опорной траектории и терминальное наведение), для сравнения максимальных значений угловых скоростей крена при использовании различных алгоритмов управления, была промоделирована работа существующей СУС ТПК «Союз ТМА-М».

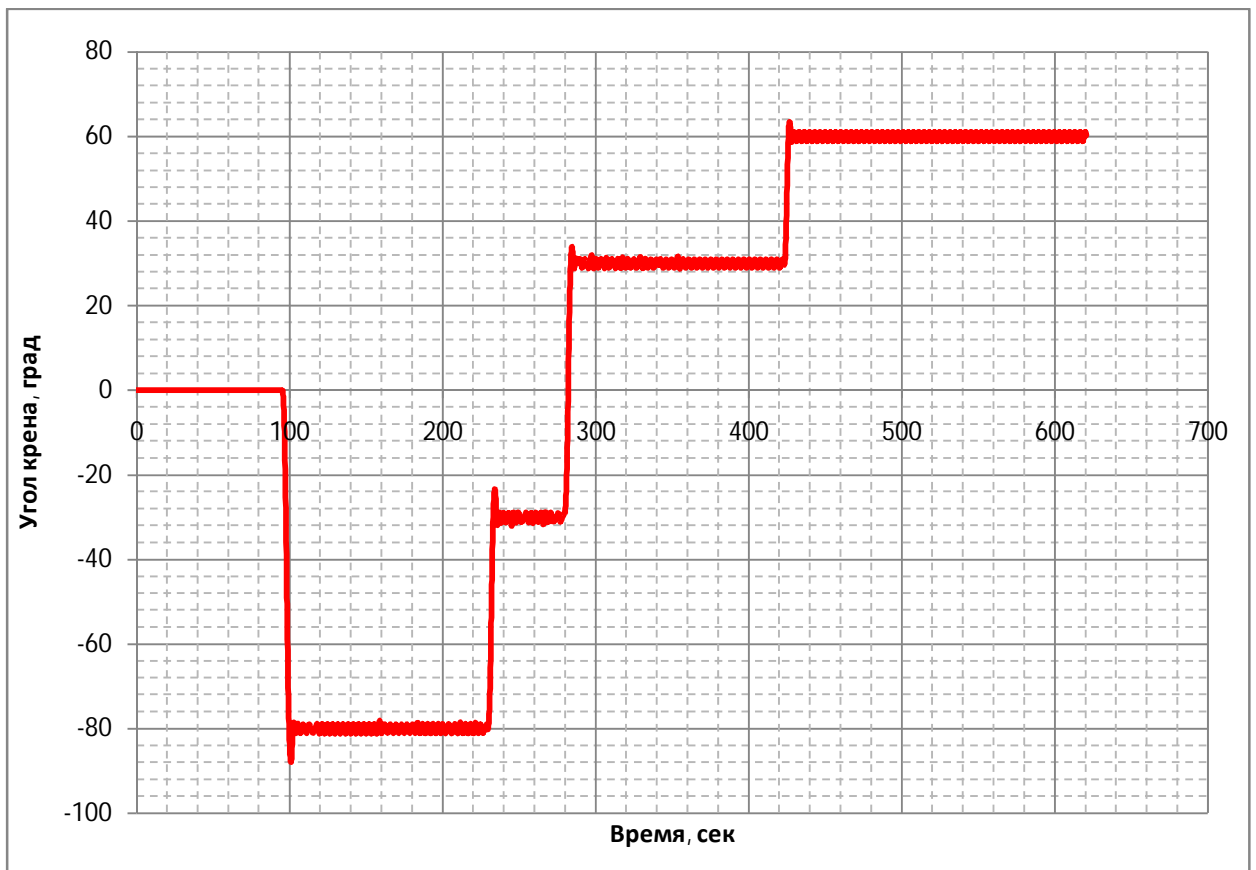


Рис. 4.1.2 Зависимость угла крена от времени для терминального управления

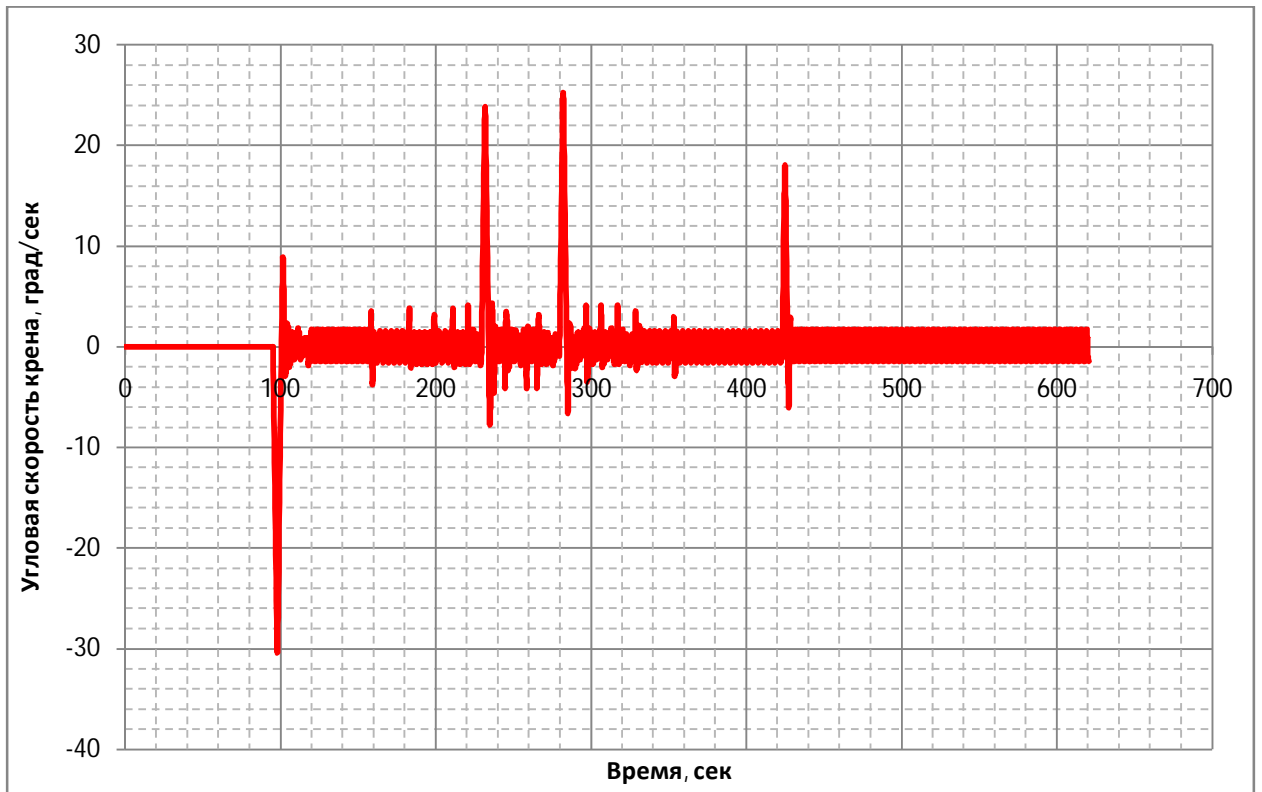


Рис. 4.1.3 Угловая скорость крена от времени для терминального управления



Рис. 4.1.4 Зависимость угла крена от времени для ТПК «Союз ТМА-М»



Рис. 4.1.5 Угловая скорость крена от времени для ТПК «Союз ТМА-М»

Как видно из результатов моделирования максимальная угловая скорость крена для ПТК НП составляет порядка 30 град/с, а для ТПК «Союз ТМА - М» порядка 13 град/с. Это обусловлено различной логикой построения программы управления углом крена для терминального наведения и управления относительно опорной траектории.

Исходя из вышеперечисленных особенностей движения ВА на атмосферном участке спуска и моделировании алгоритмов терминального управления для ВА скользящего типа с аэродинамическим качеством 0.3 – 0.4, можно сформулировать требования к работе АСН для обеспечения высокоточного спуска:

- возможность определения положения центра масс ВА при наличии значительных угловых скоростей движения ВА вокруг центра масс с точностью по положению в пределах 100м и по скорости в пределах 1м/с;

- время получения данных по положению и скорости центра масс ВА не должно превышать 1 минуты после прохождения участка экранирования плазмой.

Таким образом, для решения задачи исследования возможности работы АСН на участке спуска необходимо проанализировать точность навигационных данных, полученных при наличии угловых скоростей у КА, а также разработать предложения по обеспечению гарантированного получения навигационной информации за минимальное время после восстановления радиосвязи с навигационными спутниками.

4.2 Анализ данных полученных от АСН на различных этапах полета действующих КА применительно к навигационному обеспечению спуска.

Особенности динамики движения ВА на этапе спуска в атмосфере можно частично воссоздать при различных режимах ориентации и стабилизации действующих КА. При этом появляется возможность исследования качества навигационной информации, получаемой от АСН таких КА применительно к обеспечению высокоточного спуска перспективного пилотируемого КА.

4.2.1 Анализ работы АСН для КА в режиме орбитальной ориентации.

На первом этапе исследования отрабатывалась задача оценки качества навигационной информации, полученной от АСН на орбитальном участке полета. Целью анализа работы АСН было выявление участков аномальной работы и оценка точности определения положения и скорости движения центра масс КА в режиме орбитальной ориентации. Это необходимо из-за того, что алгоритмы обеспечения высокоточного спуска предполагают наличие возможности оперативного решения задачи уточнения текущего положения КА на орбите. Исходя из этого, задача определения орбиты по

данным АСН должна решаться на борту перспективного КА, что означает необходимость гарантированного обеспечения точности и надежность решения навигационной задачи за ограниченное время. На всех этапах спуска задача определения параметров текущей орбиты решается по полной выборке, поэтому для выполнения всех вышеперечисленных требований необходимо проводить фильтрацию аномальных навигационных измерений.

Так как анализ АСН проводился для пассивного участка полета, основным критерием оценки качества работы АСН было отсутствие скачкообразных изменений координат и скоростей КА на всех участках измерений. Для оценки точности навигационной информации, а также выявлению аномальных участков работы АСН была предложена методика аппроксимации навигационных данных полиномами различного порядка с последующим нахождением разности между реальной информацией и полученной после аппроксимации. Математически задачу можно представить следующим образом: необходимо найти сглаживающий полином n -го порядка

$$y(x) = \sum_{j=0}^n (a_j x^j), \quad (4.2.1.1)$$

построенный по m заданным точкам $z(x_i)$, $i = 1, \dots, m$, причем $m > n + 1$ и

$$\sum_{j=0}^m (y(x_j) - z(x_j))^2 = \min \quad (4.2.1.2).$$

Оценка точности работы АСН при использовании такого подхода будет зависеть от порядка аппроксимирующего полинома, однако при решении задачи предварительной фильтрации аномальных навигационных измерений на борту перспективного КА порядок полинома можно брать неизменным.

Для исследования работы АСН в режиме орбитальной ориентации была использована навигационная информация, полученная на участке сближения ТГК «Прогресс М-25М» и МКС. После расшифровки

информации от АСН, содержащейся в телеметрическом кадре, получаются массивы точек $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$, $V_x(t)$, $V_y(t)$, $V_z(t)$ в ГСК (рис. 4.2.1.1).

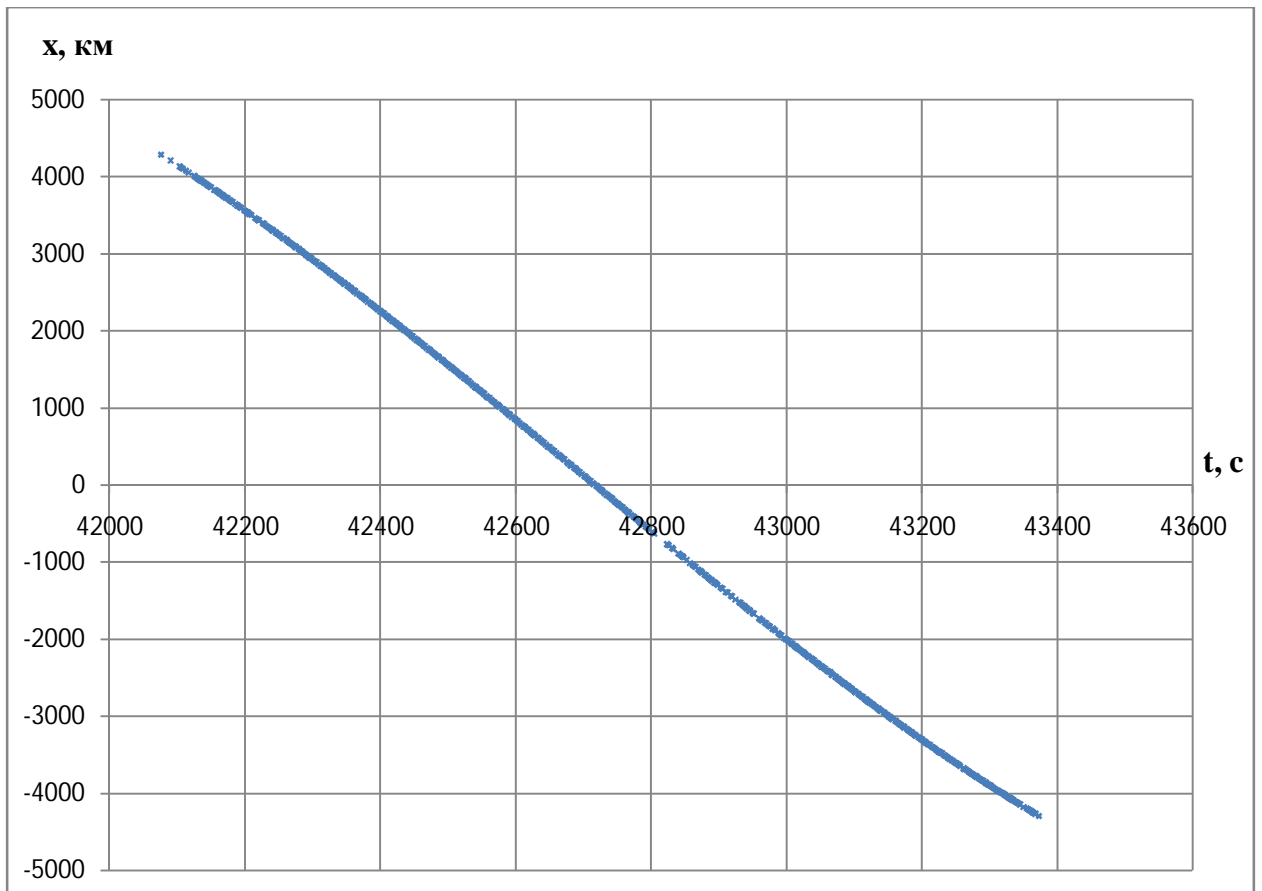


Рис. 4.2.1.1 Предварительная обработка данных АСН для КА «Прогресс М – 25М».

Из рисунка 4.2.1.1 можно сделать вывод, что на всем интервале измерений практически все точки лежат на гладкой непрерывной кривой n -го порядка, что полностью соответствует характеру орбитального движения КА. Однако выявить участки аномальной работы АСН на этапе предварительной обработки данных не представляется возможным, для этого необходимо решить задачу оценки точности навигационной информации. Результаты решения такой задачи представлены на рис. 4.2.1.2 и рис. 4.2.1.3.

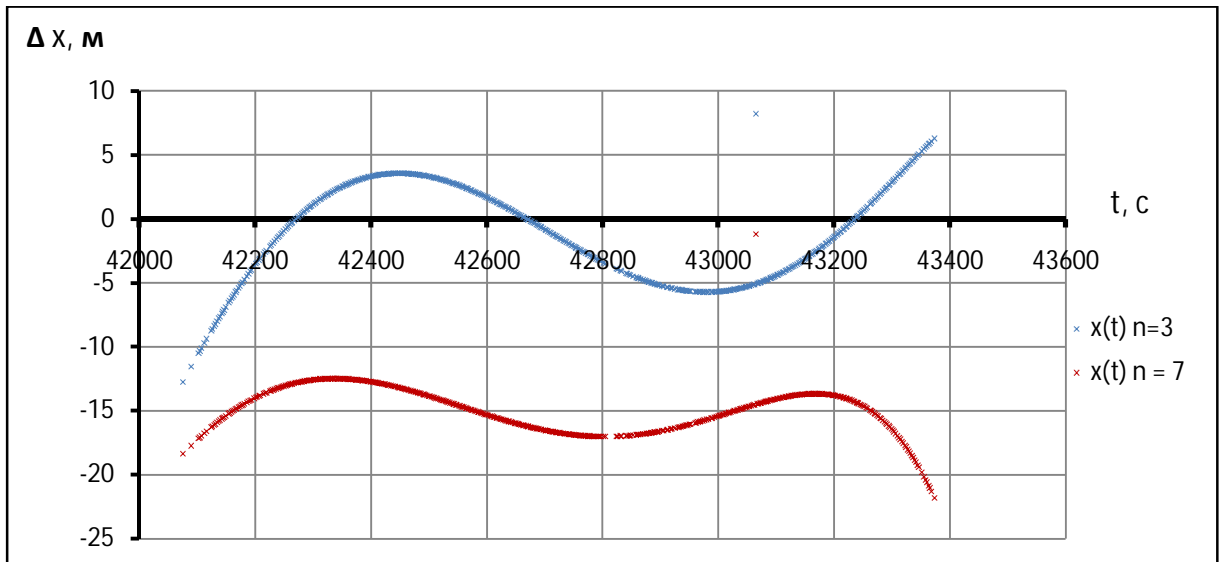


Рис. 4.2.1.2 Оценка точности определения координаты X в зависимости от порядка аппроксимирующего полинома

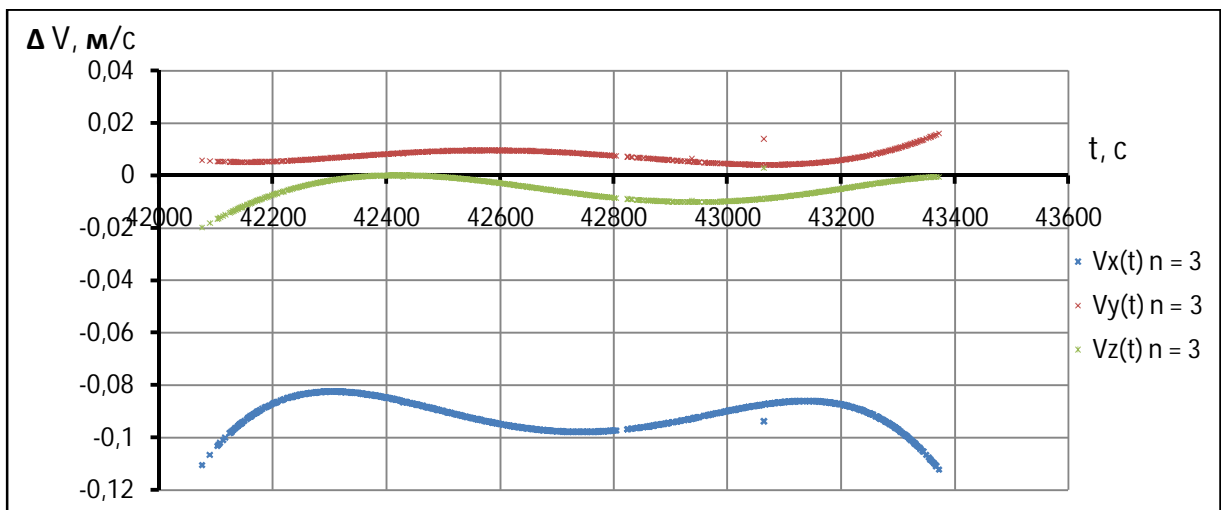


Рис. 4.2.1.3 Оценка точности определения скоростей КА «Прогресс М-25М»

Отдельные точки на рис. 4.2.1.2 и рис. 4.2.1.3 показывают участки аномальной работы АСН. В целом, результаты анализа функционирования АСН на участке сближения с МКС показали, что аппаратура АСН работала в штатном режиме. Точность информации о текущем положении КА составила порядка 10-15 м. Скорость движения центра масс определялась с точностью порядка 10-12 см/с. Эти результаты практически полностью сходятся с результатами моделирования выходных сигналов модулей АСН [33]. Таким образом, можно сделать вывод, что при орбитальном движении ВА точность

работы АСН существенно превосходит требуемую точность навигационных данных, необходимых для обеспечения орбитальных участков высокоточного спуска.

4.2.2 Анализ работы АСН для КА при наличии угловых скоростей.

Второй частью исследования являлась оценка качества работы АСН при наличии угловых скоростей вокруг центра масс КА. Это необходимо для определения возможностей определения орбиты по данным АСН в условиях управления спуском на атмосферном участке полета. При наличии угловых скоростей вокруг центра масс точность решения задачи определения текущего положения КА должна ухудшиться по сравнению с решением аналогичной задачи для режима орбитальной ориентации [36]. Поэтому необходимо количественно определить насколько реально ухудшается качество навигационной информации и можно ли её использовать при обеспечении высокоточного спуска.

В диссертационной работе [36] было исследовано влияние наличия угловых скоростей вокруг центра масс КА на точность навигационных данных. При этом моделировались следующие возмущения, влияющие на точность навигационной информации:

- альманахи и эфемериды спутников GPS;
- мощность и диаграммы излучаемых антенн спутников GPS;
- влияние ионосферы на распространение сигналов спутников ГНСС;
- расположение приемных антенн на КА и их диаграммы направленности;
- затенения сигналов спутников ГНСС;
- погрешности эфемеридного обеспечения спутников ГНСС;
- влияние круговой поляризации навигационного сигнала на входе в навигационный приемник.

Результаты проведенного исследования показали, что при наличии угловых скоростей вокруг центра масс, основными факторами, влияющими на точность навигационного сигнала, являются затенение сигналов спутников ГНСС и круговая поляризация навигационного сигнала. Так как при орбитальном движении влияние этих факторов на точность навигационной информации практически не ощущается отсюда можно сделать вывод, что для обеспечения приемлемой точности работы АСН в условиях наличия угловых скоростей при управлении ВА на атмосферном участке спуска необходимо минимизировать влияние затенения и круговой поляризации навигационного сигнала на точность определения компонент вектора состояния ВА.

Эту проблему можно решить путем использования нескольких приемных АФУ АСН. Такая схема построения АСН реализована на ТКГ типа «Прогресс М-М». И именно поэтому для проведения исследования точности навигационной информации полученной от АСН был выбран ТКГ «Прогресс М-25М». Для анализа использовались навигационные данные, полученные при ориентации КА в режиме «закрутка на Солнце». Это штатный режим автономного полета космических кораблей «Прогресс». В такой ориентации КА совершает движение, близкое к стационарному вращению вокруг своей главной центральной оси максимального момента инерции, отклонение которой от направления на Солнце не превосходит нескольких градусов. Такое движение необходимо обеспечения непрерывной оптимальной зарядки солнечных батарей. Начальные условия движения в этом режиме – закрутка корабля с угловой скоростью 2.2 град/с вокруг направленной на Солнце нормали к плоскости солнечных батарей [32, 33, 34, 35]. С помощью анализа работы АСН при таком режиме ориентации появляется возможность оценки точностных характеристик навигационной информации применительно к обеспечению высокоточного спуска.

Навигационная информация, полученная после предварительной обработки, показана на рис. 4.2.1.4. Из-за наличия небольшого разрыва данных, для оценки точности навигационной информации было построено 2 аппроксимирующих полинома (4.2.1.1).

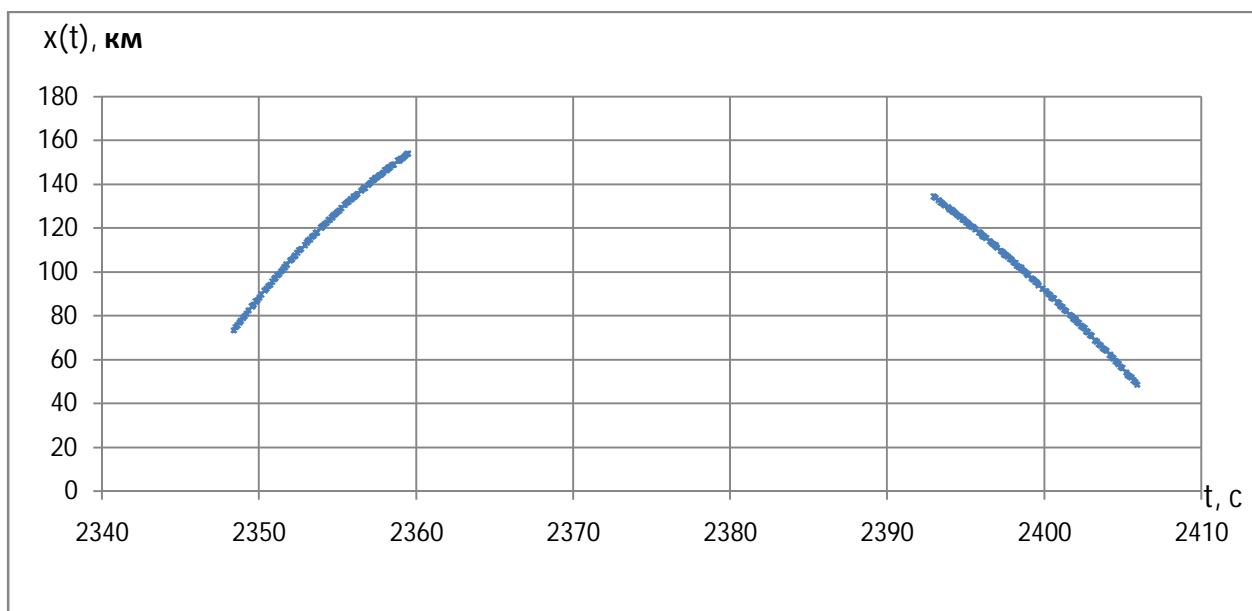


Рис. 4.2.1.4 Данные АСН в режиме «закрутка на Солнце».

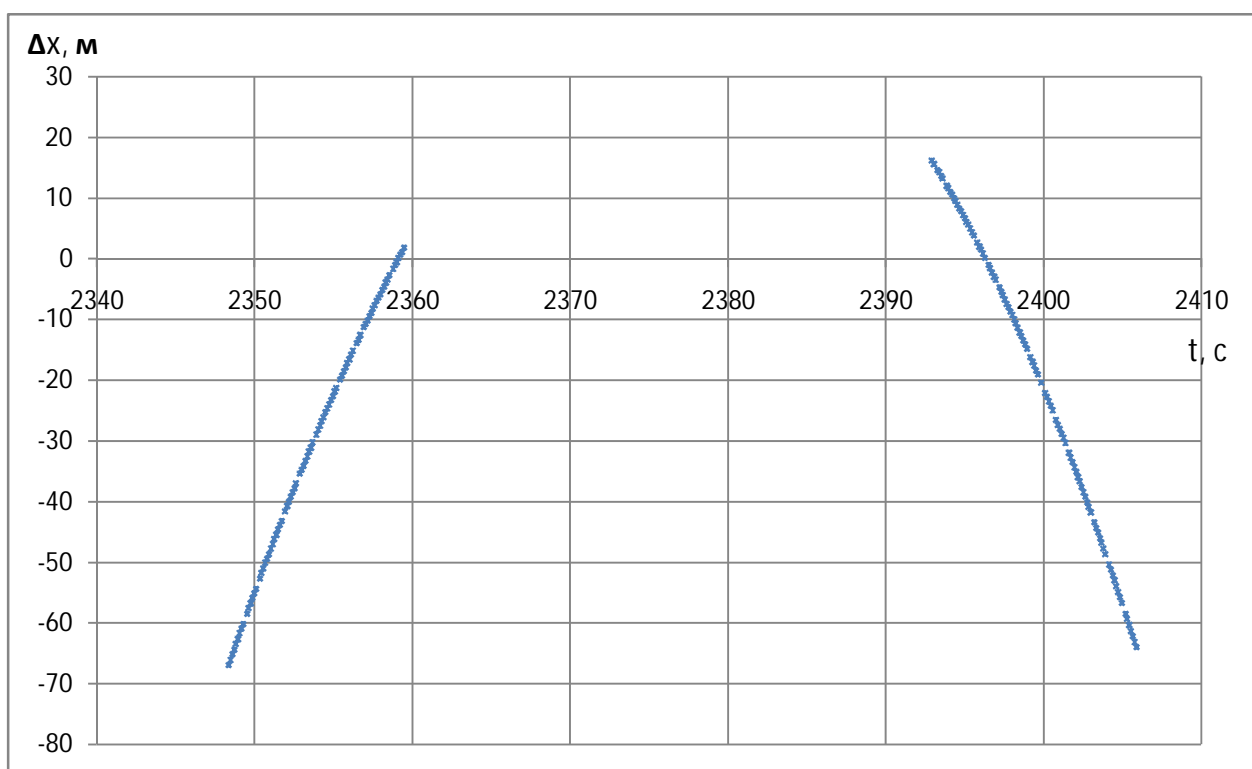


Рис. 4.2.1.5 Оценка точности определения координаты X (ГСК).

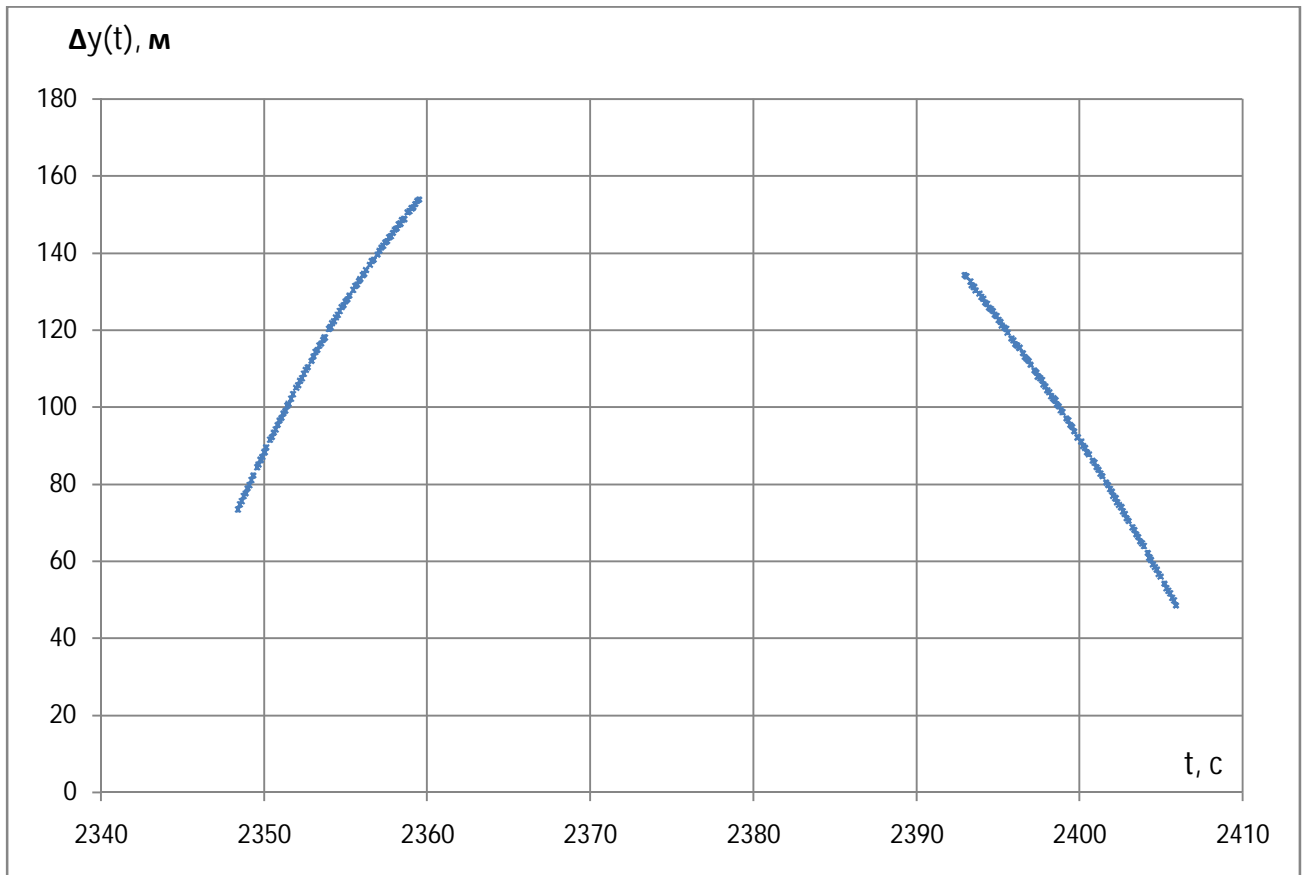


Рис. 4.2.1.6 Оценка точности определения координаты Y (ГСК).

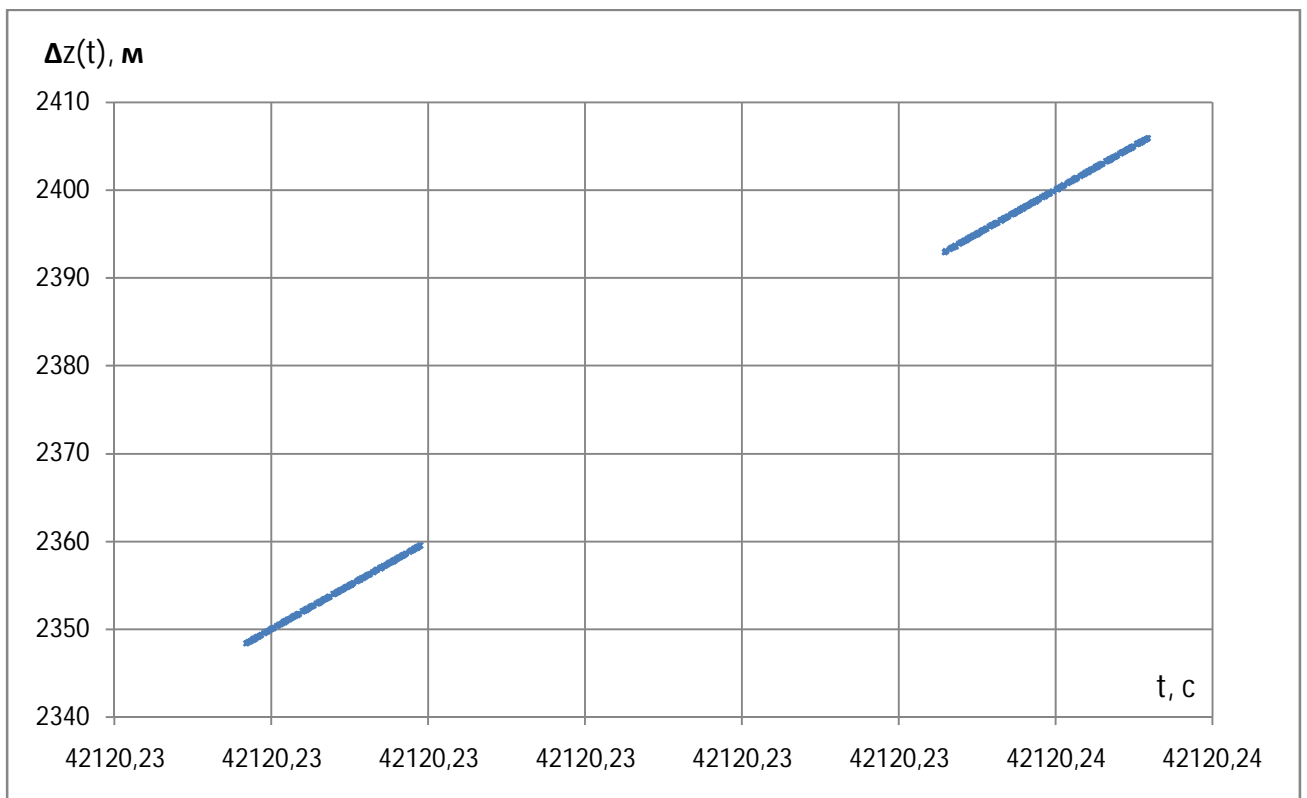


Рис. 4.2.1.7 Оценка точности определения координаты Z (ГСК).

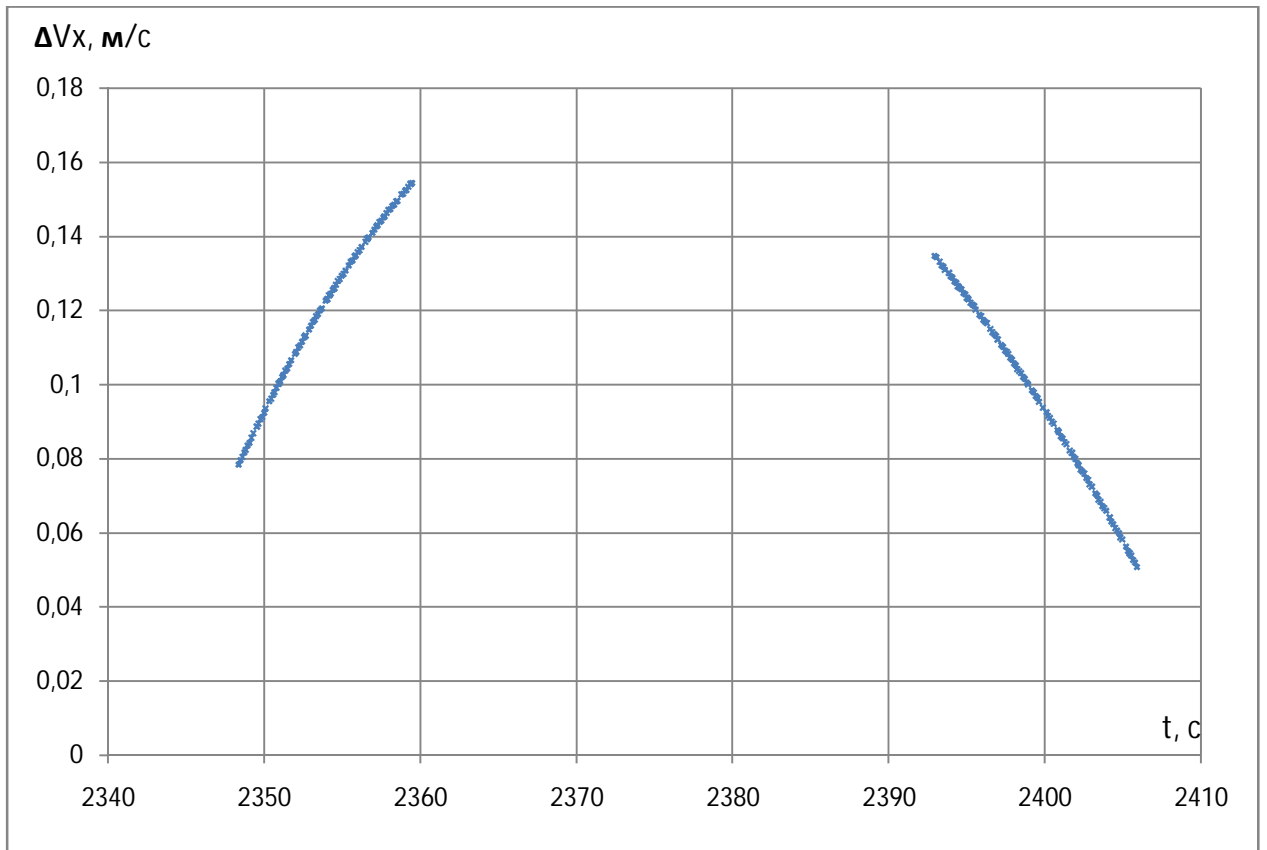


Рис. 4.2.1.8 Оценка точности определения скорости V_x (ГСК).

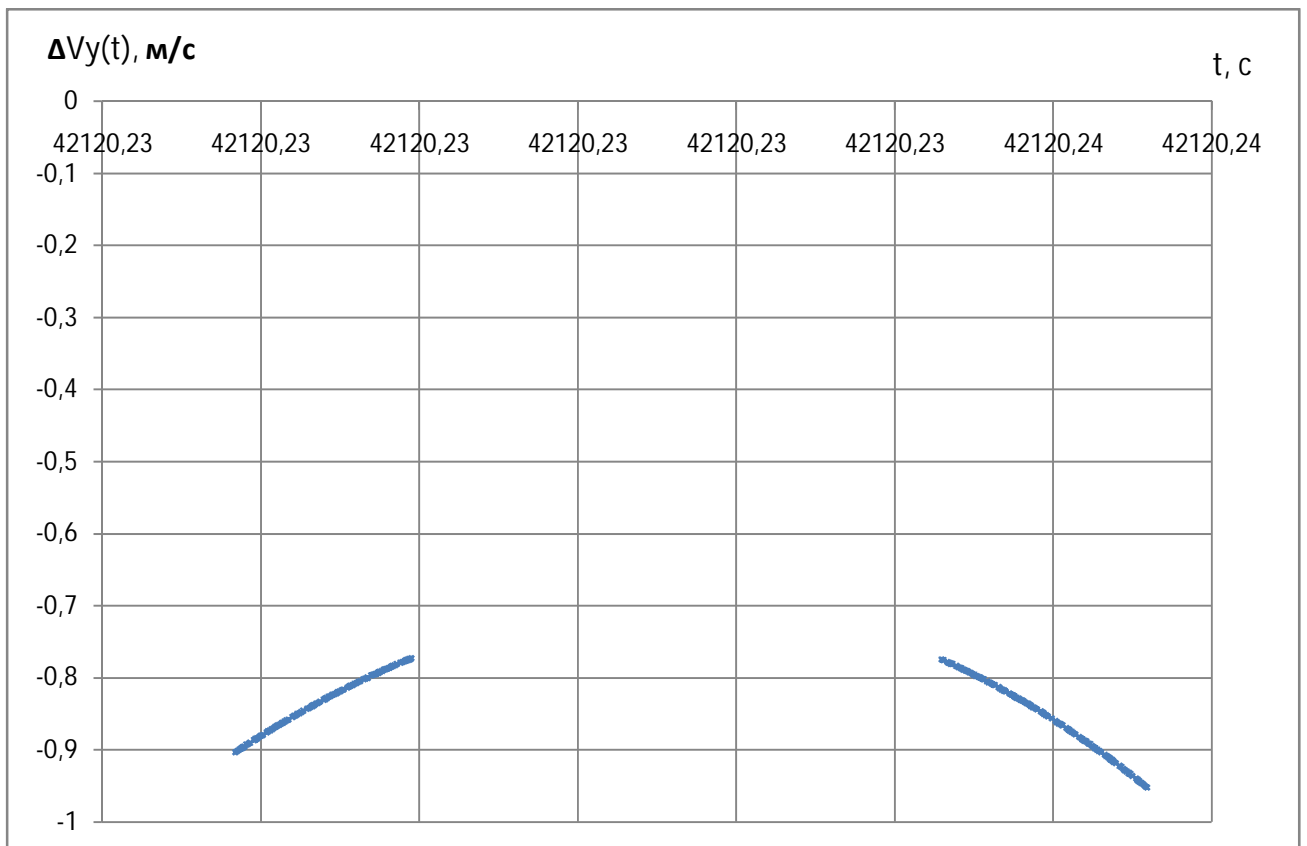


Рис. 4.2.1.9 Оценка точности определения скорости V_y (ГСК)

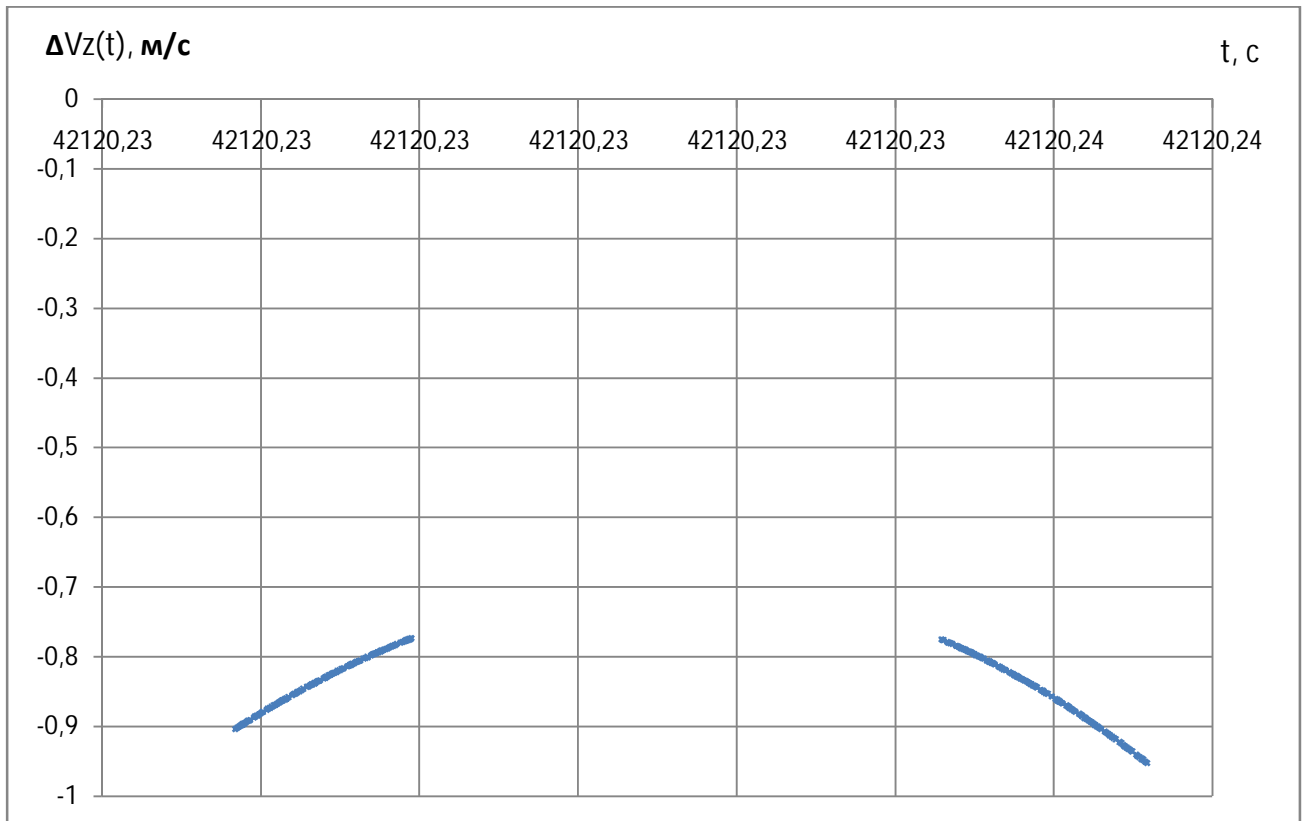


Рис. 4.2.1.10 Оценка точности определения скорости V_z (ГСК)

Результаты решения задачи определения точности навигационной информации представлены на рис. 4.2.1.4 - 4.2.1.10.

Исходя из результатов анализа работы АСН в режиме «закрутка на Солнце» можно сделать вывод, точность информации о текущем положении КА составила порядка 60-70 м, скорость движения центра масс определялась с точностью порядка 15-20 см/с.

Исходя из вышеперечисленного, можно сделать вывод, что даже с учетом ухудшения точности навигации при наличии угловых скоростей существующую АСН можно использовать для обеспечения высокоточного спуска, так как верхняя граница точности определения текущего положения КА для терминальных алгоритмов наведения составляет 100м, а скорость движения центра масс ВА должна определяться не хуже чем 1м/с.

4.3 Исследование вопросов оперативного получения навигационной информации после прохождения участка экранирования ВА плазмой.

Еще одним необходимым условием работы алгоритма обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого космического корабля в случае возникновения нештатной ситуации, является возможность оперативного получения высокоточной навигационной информации после восстановления радиосвязи со спутниками ГНСС в конце участка экранирования ВА плазмой.

Целью исследования вопросов доступности данных спутниковой навигации являлась оценка общего числа видимых спутников для каждого суточного витка и этапа спуска. Исследования вопросов оперативного получения навигационной информации проводились с целью выработки предложений по динамической фильтрации выбираемых навигационных спутников для обеспечения гарантированного получения высокоточной навигационной информации после выхода ВА из участка экранирования плазмой за минимальное время.

На сегодняшний день, спутниковая навигация основана на использовании принципа беззапросных дальномерных измерений между навигационными спутниками и потребителем [37]. Потребителю передается в составе навигационного сигнала информация о координатах спутников. Одновременно производятся измерения дальностей до навигационных спутников. Способ измерений дальностей основывается на вычислении временных задержек принимаемого сигнала от спутника по сравнению с сигналом, генерируемым аппаратурой потребителя.

На рис. 4.3.1 приведена схема определений местоположения потребителя с координатами x , y , z на основе измерений дальности до четырех навигационных спутников. Цветными яркими линиями показаны

окружности, в центре которых расположены спутники. Радиусы окружностей соответствуют истинным дальностям, т.е. истинным расстояниям между спутниками и потребителем. Цветные неярко линии – это окружности с радиусами, соответствующими измеренным дальностям, которые отличаются от истинных и поэтому называются псевдодальностями. Истинная дальность отличается от псевдодальности на величину, равную произведению скорости света на уход часов b , т.е. величину смещения часов потребителя по отношению к системному времени. Отсюда следует, что в общем случае для решения навигационной задачи потребитель должен «видеть», как минимум, четыре навигационных спутника.

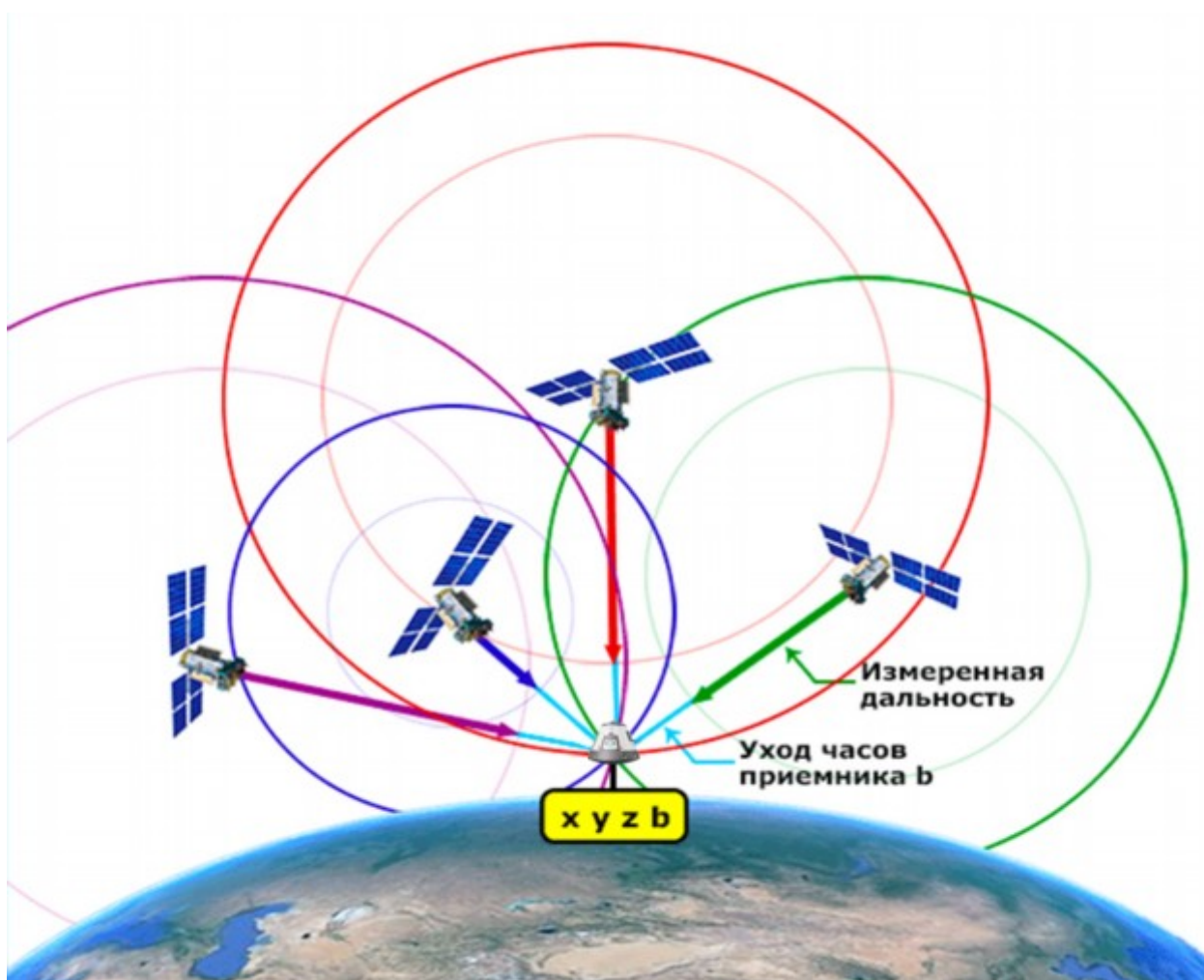


Рис. 4.3.1 Схема определений местоположения потребителя

При проведении исследования вопросов оперативного получения навигационной информации от спутников ГЛОНАСС применительно к спуску КА, одновременно решались две задачи: по актуальным эфемеридам моделировалось движение всей системы ГЛОНАСС и вместе с этим моделировалось движение ВА на всех этапах спуска (рис. 4.3.2).

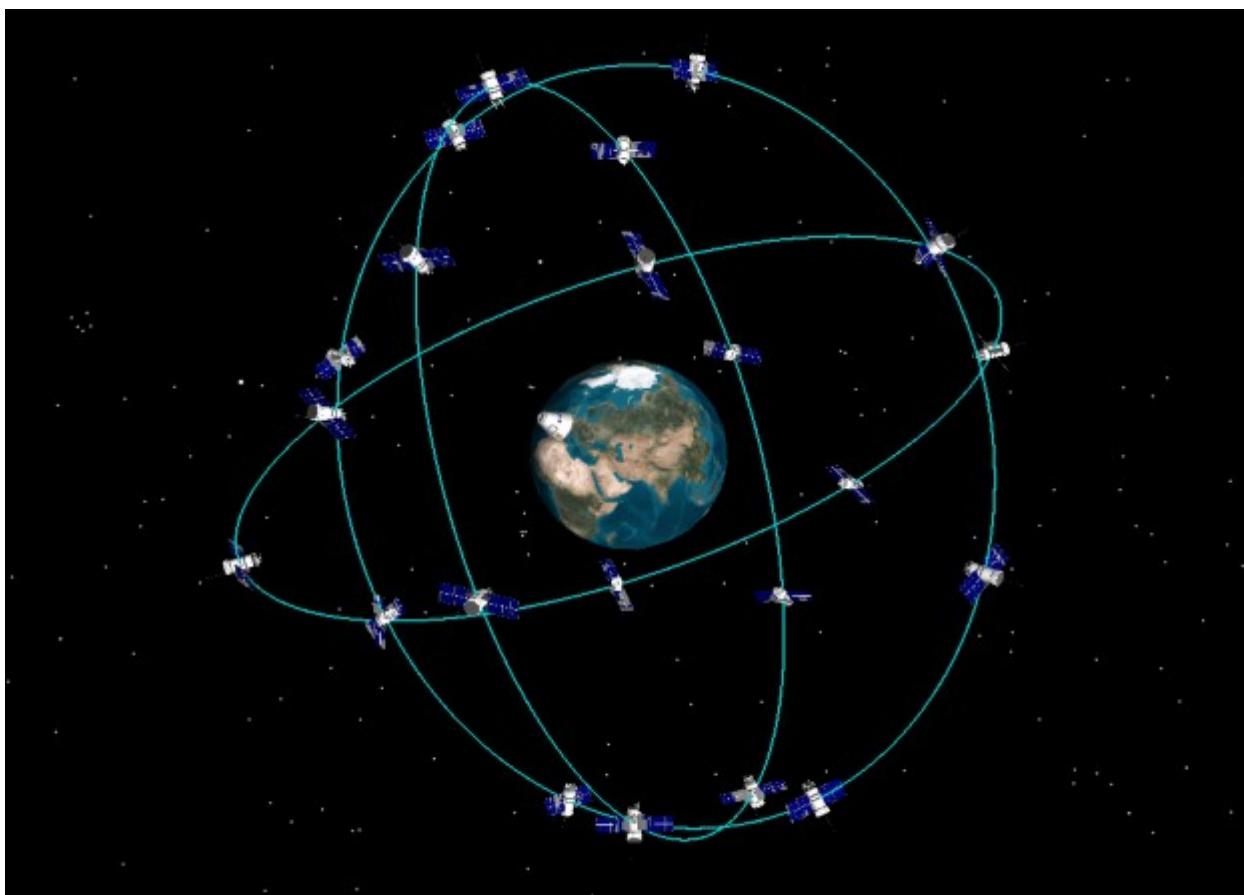


Рис. 4.3.2 Система ГЛОНАСС и ПТК НП

Для каждого момента времени определялось количество видимых навигационных спутников, а для оценки информативности созвездий вычислялся угол места между ВА и видимыми спутниками ГЛОНАСС. Критерием, определяющим наличие или отсутствие радиовидимости между КА и другим КА на орбите, является нахождение одного из спутников в тени Земли (рис. 4.3.3). Так как метод обеспечения безопасного спуска предполагает наличие высокоточной навигации на любом этапе полета моделирование спуска перспективного пилотируемого КА проводилось на каждом из 16 суточных витков полета.

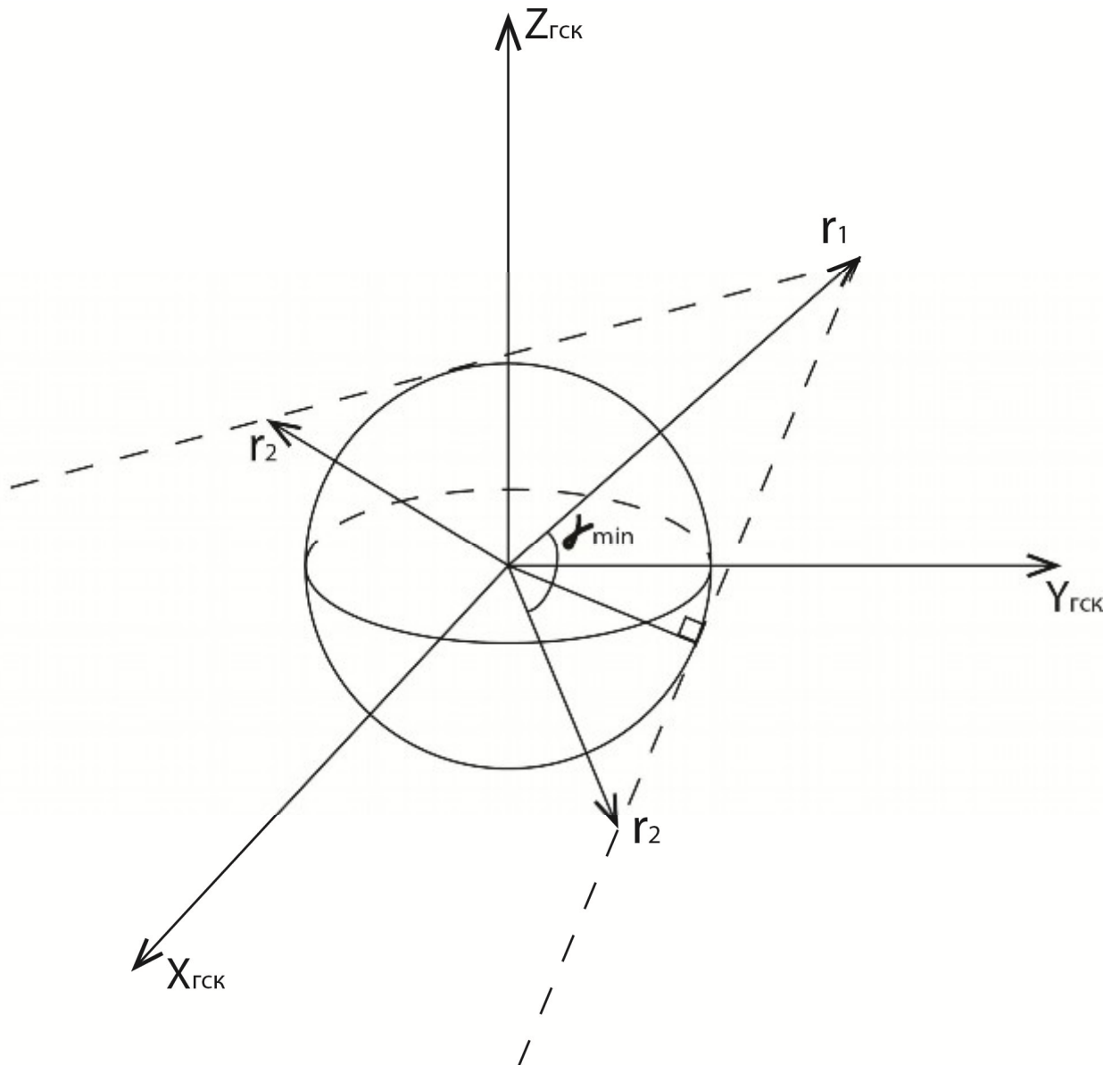


Рис. 4.3.3. Условие радиовидимости двух КА.

На первом этапе оценивалось общее количество видимых навигационных спутников в зависимости от витка полета (рис. 4.3.4). Для этого на каждом шаге интегрирования систем дифференциальных уравнений движения КА (3.1.1, 3.1.4, 3.1.5) рассчитывался угол места $\gamma_{ка}$ между КА и каждым навигационным спутником ГЛОНАСС и проверялось условие выхода навигационного спутника в тень Земли (4.3.1).

$$\gamma_{\min} \leq \gamma \leq 360^\circ - \gamma_{\min}; \quad (4.3.1)$$

где

$$\gamma_{\min} = a \cos \frac{r_3}{|r_1|} + a \cos \frac{r_3}{|r_2|};$$

$$\gamma_{\text{ка}} = a \cos \frac{|r_2|}{|r_1|};$$

Как видно из рисунка 4.3.4, общее число видимых спутников системы ГЛОНАСС для внеатмосферного участка спуска варьируется от 14 до 10 в зависимости от номера суточного витка. Для сравнения, наземному потребителю навигационной информации одновременно могут быть доступны от 6 до 8 спутников ГНСС.

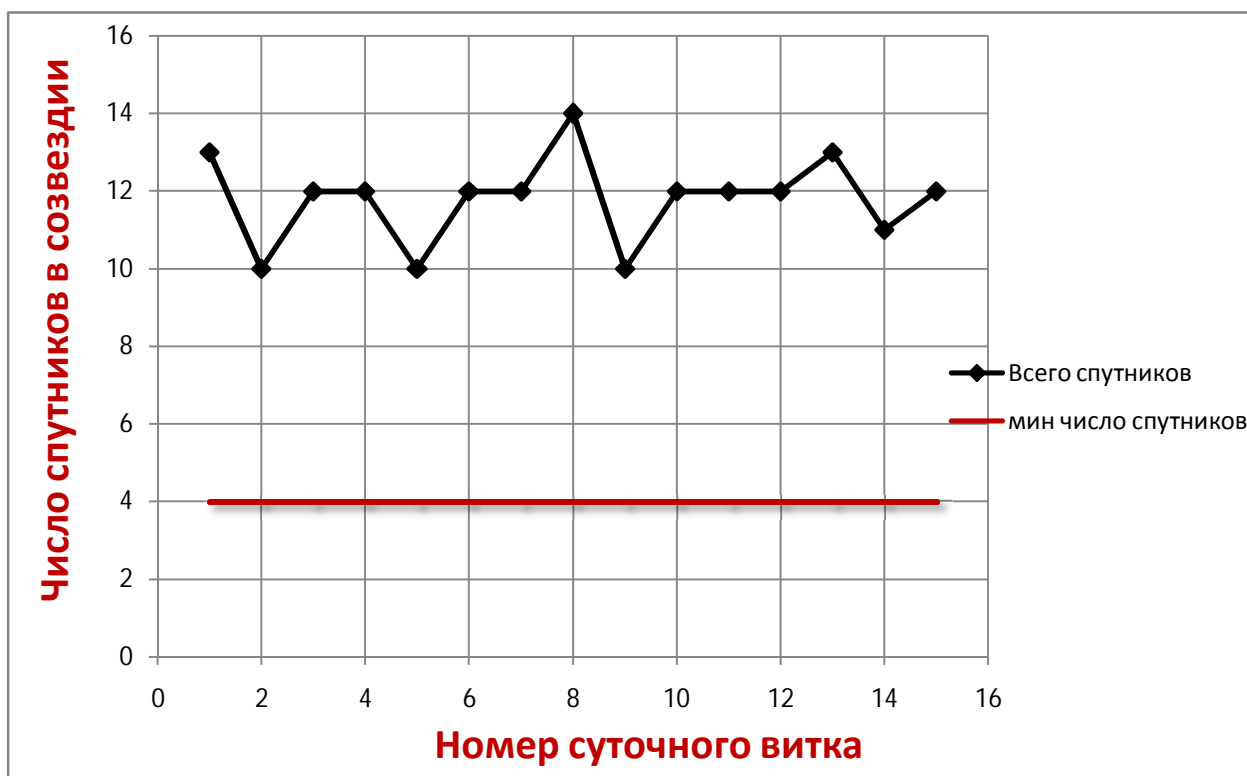


Рис. 4.3.4 Общее число видимых спутников

Еще одно существенное отличие использования АСН на орбите и на Земле – это сложность в захвате сигнала от навигационного спутника. Это обусловлено высокой скоростью относительного движения космических аппаратов, т.е. несмотря на то, что в поле зрения КА могут падать большее количество спутников ГНСС, каждый спутник будет быстрее выходить и заходить за горизонт, чем для пользователя на Земле. Для примера: зона

видимости спутника на низкой околоземной орбите составляет приблизительно 30 минут, а для наземного потребителя - порядка 6 часов.

Перечисленные выше особенности работы АСН для обеспечения высокоточной навигацией околоземных космических аппаратов, вместе с временными ограничениями в получении высокоточной навигационной информации после выхода ВА из участка экранирования плазмой определяют необходимые начальные условия для решения задачи динамической фильтрации выбираемых созвездий спутников ГНСС по максимальному углу места. Для минимизации времени получения навигационной информации, АСН необходима априорная информация как минимум о четырех гарантированно видимых навигационных спутниках на момент возобновления радиосвязи. Эту задачу можно декомпозировать на две подзадачи: поиска гарантированно неизменного созвездия спутников ГНСС после возобновления радиосвязи и прогнозирования эфемерид выбранных спутников на этот момент времени (т.к. «время жизни» эфемерид ГЛОНАСС составляет порядка 30 мин.) [38]. Первая подзадача решается выбором наиболее информативного созвездия спутников ГНСС. Здесь под информативностью понимается угол места между КА и навигационным спутником, обеспечивающий наиболее продолжительный по времени и качественный по измерениям участок радиовидимости. Наименее информативные навигационные измерения получаются в том случае, когда КА и спутник ГНСС находятся на границе видимости, т.е. угол места $\gamma_{ка} \rightarrow 0$. Подзадачу прогнозирования эфемерид выбранного созвездия спутников необходимо решать по прецизионным моделям возмущений орбиты ГЛОНАСС, обеспечивающим необходимую оперативность расчетов на борту ВА [37]. Исходя из запасов по времени после выдачи тормозного импульса и входа в атмосферу (≈ 25 мин), а также для уменьшения погрешностей решения задачи определения априорной информации о спутниках ГНСС задачу динамической фильтрации необходимо решать в промежутке времени

после уточнения параметров фактического тормозного импульса и непосредственным входом в атмосферу.

Для решения поставленной задачи, необходимо было найти значения допустимого коридора углов места, обеспечивающего гарантированную неизменность номеров выбранных спутников ГНСС после выдачи тормозного импульса до возобновления радиосвязи ($h \approx 45 \div 48$ км). Затем для выбранных коридоров решалась задача динамической фильтрации выбираемых спутников ГНСС для спуска на любом из 16 суточных витков. Результаты моделирования представлены на рис. 4.3.5 – 4.3.7. На графиках представлена зависимость количества навигационных спутников, удовлетворяющих различным ограничениям по информативности в зависимости от номера суточного витка. Результаты моделирования показали, что при самых строгих ограничениях по углу места между КА и навигационными спутниками ($70^\circ < \gamma_{ка} < 110^\circ$) (рис. 4.3.5) практически на 50% интервале времени полета не обеспечиваются условия выбора минимально допустимого количества навигационных спутников для решения навигационной задачи. Исходя из этого, было принято решение о расширении границ коридора допустимых углов места.



Рис. 4.3.5 Число спутников при ограничении на информативность созвездия

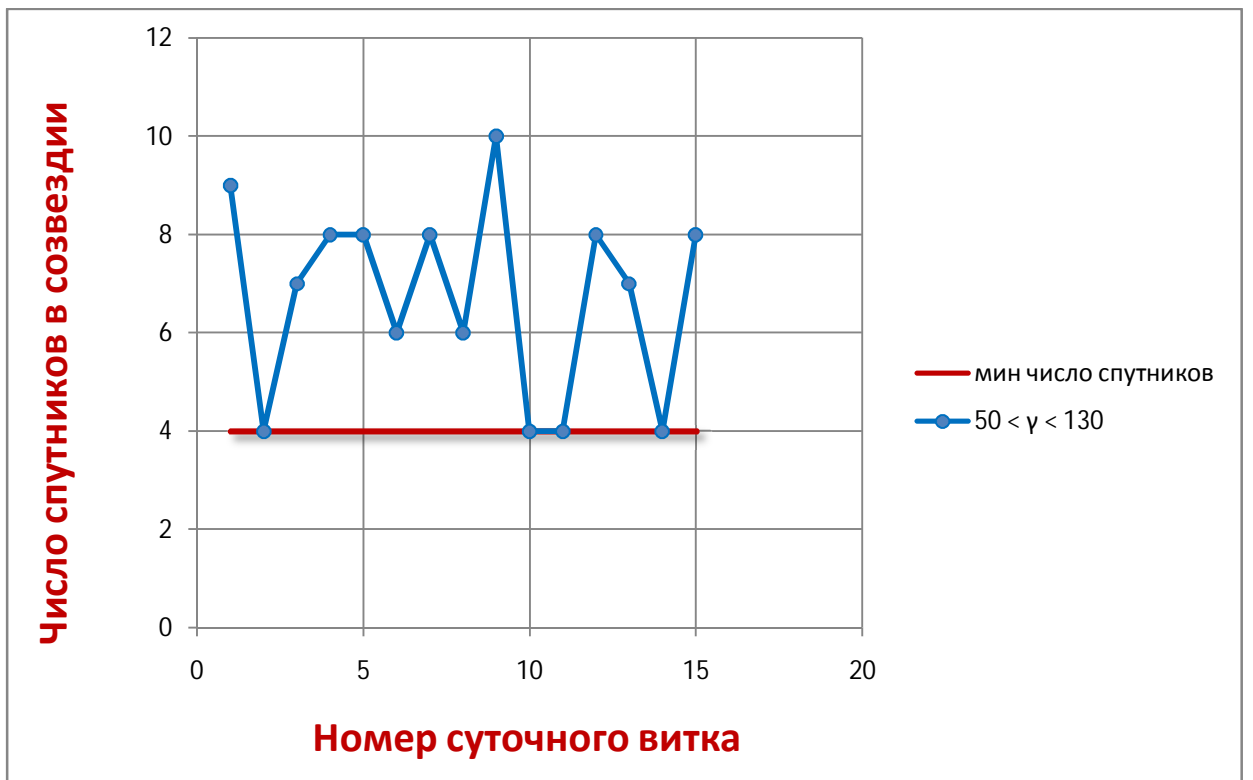


Рис. 4.3.6 Число спутников при ограничении на информативность созвездия



Рис. 4.3.7 Число спутников при ограничении на информативность созвездия

При увеличении коридора допустимых углов места между КА и навигационными спутниками до $50^\circ < \gamma_{\text{ка}} < 130^\circ$ (рис. 4.3.6) витки, на которых не обеспечивается требуемое по информативности навигационное покрытие, отсутствуют. Однако на некоторых интервалах число приемлемых навигационных спутников лежит на минимально допустимой границе, т.е. существует вероятность, что при определенной комбинации начальных условий движения ВА и навигационных спутников, на некоторых витках может быть не обеспечено получения навигационной информации. Поэтому допустимый коридор углов между КА и навигационными спутниками был еще раз расширен до $30^\circ < \gamma_{\text{ка}} < 150^\circ$ (рис. 4.3.7). Как видно из рисунка число спутников, подходящих по информативности навигационного сигнала превосходит с запасом минимально допустимую границу.

Для исследования вопроса неизменности номеров видимых спутников ГНСС, для выбранного коридора углов места ($30^\circ < \gamma_{\text{ка}} < 150^\circ$) вычислялось время восстановления радиосвязи в самом худшем случае (АФУ АСН

расположены около термозащитного экрана ВА). Для этого проверялось условие прохождения радиосигнала через плазменную оболочку [39]:

$$N_e < N_{eKP} \quad (4.3.2),$$

где $N_e = N_e(\rho, h, V, R, \delta)$ - концентрация свободных электронов плазменной оболочки в направлении приёма сигнала (рис. 4.3.8);

$N_{eKP} = N_{eKP}(\lambda)$ – критическая концентрация свободных электронов;

λ – длина волны радиосигнала;

ρ – плотность атмосферы;

h – высота полёта;

V – модуль воздушной скорости;

R – радиус затупления корпуса ВА в критической точке;

δ - направление приёма сигнала относительно критической точки корпуса ВА.

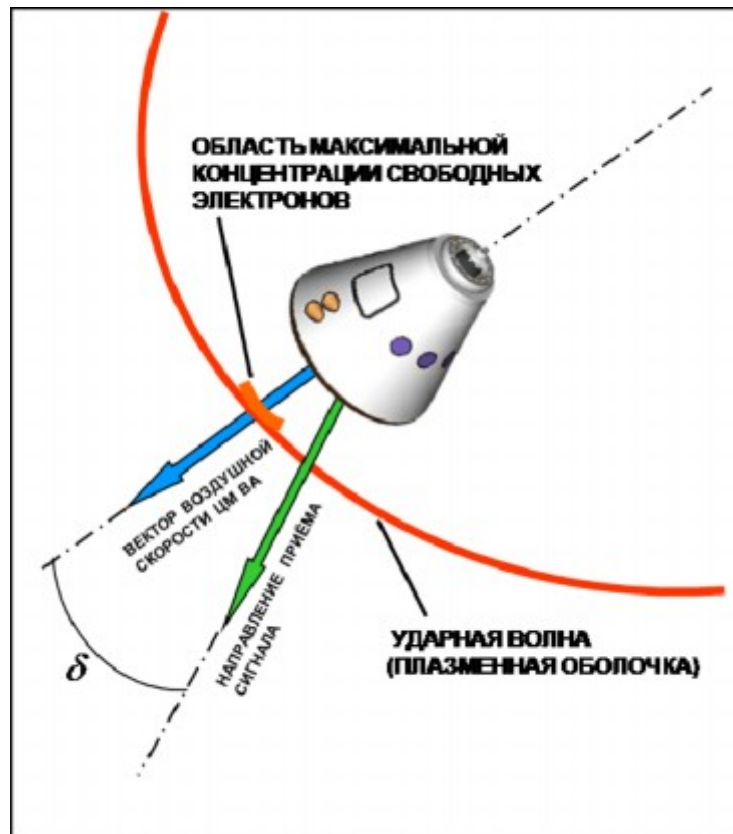


Рис. 4.3.8 Условие прохождения радиосигнала

После выполнения условия возобновления радиосвязи, для найденного на предыдущем шаге созвездия навигационных спутников, повторно проверялось условие информативности.

Результаты моделирования показали, что для выбранного коридора углов места между КА и навигационными спутниками равного $30^\circ < \gamma_{\text{ка}} < 150^\circ$ полученное после решения задачи динамической фильтрации созвездие навигационных спутников не меняется после прохождения участка экранирования ВА плазмой вне зависимости от витка полета. Таким образом, можно сделать вывод, что при введении ограничения на информативность созвездия навигационных спутников, можно решить проблему оперативности получения высокоточной навигационной информации после возобновления радиосвязи при выходе ВА из участка экранирования плазмой.

4.4 Выработка предложений по использованию АСН для обеспечения высокоточного спуска пилотируемого КА.

В ходе исследования работы АСН применительно к спуску КА, были выявлены следующие основные проблемы получения высокоточной навигации на различных этапах спуска КА:

- ухудшение точности работы АСН при наличии значительных угловых скоростей;
- низкая оперативность получения навигационной информации без априорных знаний о положении навигационных спутников.

Из-за того, что все вышеперечисленные проблемы появляются исходя из особых требований к проведению пилотируемого спуска КА, они не рассматривались в рамках задачи навигационного обеспечения КА НСЭН. Поэтому для решения проблемы аномальной работы АСН при наличии значительных угловых скоростей был рассмотрен опыт применения спутниковой навигации при полете межконтинентальных баллистических ракет. Для компенсации круговой поляризации, возникающей при движении аппарата вокруг центра масс, должны использоваться две и более АФУ АСН [36], т.е. при использовании подобной схемы в ПТК НП можно существенно повысить надежность работы АСН при спуске.

Проблему низкой оперативности получения навигационной информации без априорных знаний о положении навигационных спутников, как показали проведенные исследования, можно решить путем динамической фильтрации выбираемого созвездия навигационных спутников по углу места. Однако, как видно из рисунка 4.3.8, время перерыва радиосвязи, зависит от направления приёма сигнала относительно критической точки корпуса ВА (δ). Таким образом, при расположении приемной антенны АСН рядом со стыковочным узлом, можно существенно снизить время отсутствия связи с навигационными спутниками. Кроме того, исследования особенностей

управления ПТК НП на атмосферном участке спуска, показали, что наибольшее значение угловых скоростей достигается при изменении угла скоростного крена во время терминального наведения (рис. 4.1.2). Таким образом, если располагать приемные антенны АСН как можно ближе к продольной оси симметрии ВА, можно существенно уменьшить влияние движения вокруг центра масс на работу АСН.

5. Метод обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатных ситуаций.

5.1 Методика оценки располагаемого времени безопасного существования на орбите в зависимости от вида нештатной ситуации.

При возникновении нештатной ситуации, требующей завершения космической экспедиции, спуск может проходить как в штатном, так и во внештатном режиме. Выбор варианта завершения полета зависит от вида нештатной ситуации на борту. У современных пилотируемых кораблей типа «Союз ТМА-М» по степени срочности возвращения с ОИСЗ на Землю существует четыре вида спуска:

- **штатный** - спуск при наличии необходимого располагаемого времени для проведения предпусковых операций и спуска в штатные или резервные сутки посадки на основной полигон в режиме АУС с использованием аэродинамической подъёмной силы, управление вертикальной составляющей которой осуществляется изменением угла крена СА. При достаточных запасах топлива штатный спуск проводится без отделения БО перед выдачей тормозного импульса, (отделение происходит при разделении СА и ПАО). При недостатке топлива отделение БО проводится перед выдачей тормозного импульса;
- **досрочный** - спуск в режиме АУС по указанию ЦУП на основной полигон посадки до окончания программы полёта;
- **срочный** - спуск по решению экипажа на любом витке полета с минимально- возможным временем между принятием решения о спуске и приземлением. Срочный спуск производится в режиме БС с использованием данных по времени включения СКД, передаваемых на борт радиogramмой;
- **экстренный** - спуск по решению экипажа на любом витке полета с минимально- возможным временем между принятием решения о спуске и приземлением. Экстренный спуск производится в режиме БС без априорной

информации о времени включения двигателя, обеспечивающего посадку в безопасный район.

При проектировании ПТК НП, для увеличения безопасности спуска экипажа при возникновении нештатной ситуации было принято решение отказаться от спуска по баллистической траектории, однако все режимы спуска остались неизменными. Выбор режима завершения космической экспедиции полностью зависит от располагаемого времени безопасного существования на орбите. В настоящей работе рассматриваются только вопросы обеспечения безопасного спуска при срочном и экстренном режимах возвращения на Землю. Это обусловлено тем, что режимы штатного и досрочного спуска могут быть использованы на ПТК НП без внесения поправок в аналогичные сценарии завершения космической экспедиции для ТПК «Союз ТМА-М».

Решение о срочном или экстренном спуске принимает либо экипаж, либо специалисты наземного контура управления. На сегодняшний день, возможности наземного контроля полета отечественных КА ограничены зоной радиовидимости российских командно-измерительных станций. Поэтому одним из основных требований к методу обеспечения безопасного спуска перспективного КА является полная автономность его работы. Проблему расширения зоны радиовидимости можно решить путем использования спутникового контура управления, обеспечивающего бесперебойную радиосвязь с экипажем по всей трассе полета, однако это не отменяет необходимость обеспечения возможности безопасного завершения космической экспедиции на любом этапе полета вне зависимости от наличия связи с наземным контуром управления.

Располагаемое время безопасного существования на орбите зависит типа нештатной ситуации и времени необходимом на проведение служебных операций по подготовке корабля к спуску, а именно:

- закрытие переходного люка, одевание скафандров и т.д.;
- проверку всех систем обеспечения спуска;
- расстыковку и увод корабля от станции;
- построению ориентации для выдачи тормозного импульса.

В случае, когда располагаемое время позволяет спуститься в штатный полигон посадки, спуск происходит по заранее рассчитанной на Земле информации о включении ДУ. Если же такого времени нет, момент включения ДУ выбирается исходя из результата решения задачи выбора наиболее безопасного варианта спуска за минимальное время между принятием решения о спуске и выдачей тормозного импульса. При этом у всех непосредственных участников оперативного управления должна быть актуальная информация обо всех возможных вариантах решения задачи обеспечения безопасного спуска.

5.2 Разработка электронной карты с классификацией достижимых районов посадки.

5.2.1 Общие принципы построения электронной карты.

Современные ТПК типа «Союз ТМА-М» в случае необходимости совершения срочного или экстренного спуска используют режим БС. Это означает, что в момент достижения кажущейся скорости 25,6 м/с для компенсации действия подъемной силы СА переходит в режим закрутки по крену с угловой скоростью 13 град/с. В итоге значение подъемной силы становится близким к нулю и СА движется по баллистической траектории спуска. В отсутствие возможности управления продольной дальностью спуска, прицеливание в режиме БС осуществляется только по долготе. В качестве исходных данных для выбора прицельной точки используются таблицы зависимостей долготы линии прицеливания от диапазона долгот восходящего узла (табл. 2.2.1). Так как для ПТК НП не предусмотрен спуск в режиме БС и заявленная точность посадки при штатном спуске составляет 5

км, то появляется возможность прицеливаться и по долготе и по широте, тем самым существенно расширить приемлемые по безопасности районы посадки. Для решения задачи обеспечения безопасного возвращения экипажа на Землю на любом этапе полета и максимального сокращения времени между принятием решения о спуске и включением ДУ на торможение, необходимо пересмотреть стратегию выбора прицельной точки исходя из новых возможностей СУС ПТК НП.

Для работы алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска перспективного пилотируемого корабля, необходимо наличие информации обо всех возможных районах посадки и о количественной оценке безопасности таких районов (для обеспечения работы алгоритма поиска прицельной точки). Использовать для этого таблицы, аналогичные существующим на «Союз ТМА-М» не представляется возможным, так как при расширении допустимых районов посадки использование зависимостей долготы линии прицеливания от диапазона долгот восходящего узла не будет обеспечивать единственность решения задачи нахождения прицельной точки посадки. Кроме того, такие таблицы не содержат информацию ни о широте прицельной точки ни о характеристиках безопасности района посадки.

Наиболее подходящей структурой, удовлетворяющей требованиям алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска перспективного пилотируемого корабля, является электронная карта. В классическом варианте электронная карта представляет собой базу данных зависимостей различных характеристик местности от широты и долготы, что и требуется для выбора наиболее безопасного варианта спуска на любом этапе полета КА. Рассматриваемые при классификации районов посадки характеристики местности учитывают все основные требования по безопасности районов посадки для пилотируемого спуска:

- общий характер местности должен быть ровным;

- плотность населения должна быть как можно ниже;
- величина углов уклона к местной горизонтали не должна быть более 10-12°;
- наличие сплошных лесных массивов не допускается;
- для посадки СА допускается практически любой тип грунта по составу;
- наличие рек, озер, прудов и пр. допускается по периферии района посадки на удалении 12-15 км от центра;
- наличие ЛЭП – на удалении > 10 км от центра района;
- скорость ветра у поверхности < 15 м/с;
- температура воздуха $\pm 50^{\circ}\text{C}$.

Исходя из этих требований, были проклассифицированы все достижимые районы посадки для наклона $i \approx 52^{\circ}$ (наклонение орбиты МКС). Градация классификаторов начинается с 1 и заканчивается 10, где минимальному значению классификатора соответствует наиболее неблагоприятный район посадки. Например, классификацию от 1 до 2 имеют высокогорные районы, отдаленные районы Мирового океана, густонаселенные города и т.д. Классификации от 3 до 5 соответствуют районы с наличием сплошных лесных массивов. При выборе района с классификатором от 6 до 8 спуск происходит в достаточно благоприятные районы посадки, однако в них допускается наличие рек, озер и отдельно стоящих деревьев. В случае выбора максимального значения классификатора – посадка осуществляется в штатный полигон, соответствующий всем требованиям по безопасности проведения пилотируемого спуска.

При составлении электронной карты использовались данные из общефизической (рис. 5.2.1), политической (рис. 5.2.2), климатической карт мира (рис. 5.2.3), и карты плотности населения (рис. 5.2.4). Кроме того использовались фотографии со спутников ДЗЗ, полученные из открытых источников (рис. 5.2.5). Это обусловлено тем, что по отдельности ни одна из

вышеперечисленных карт не обладает информацией обо всех рассматриваемых критериях, предъявляемых к районам посадки пилотируемых КА. Исходя из этого, появилась необходимость разработки электронной карты местности, учитывающей все требования, предъявляемые к районам посадки при проведении пилотируемого спуска.



Рис. 5.2.1 Общефизическая карта мира



Рис. 5.2.2 Политическая карта мира

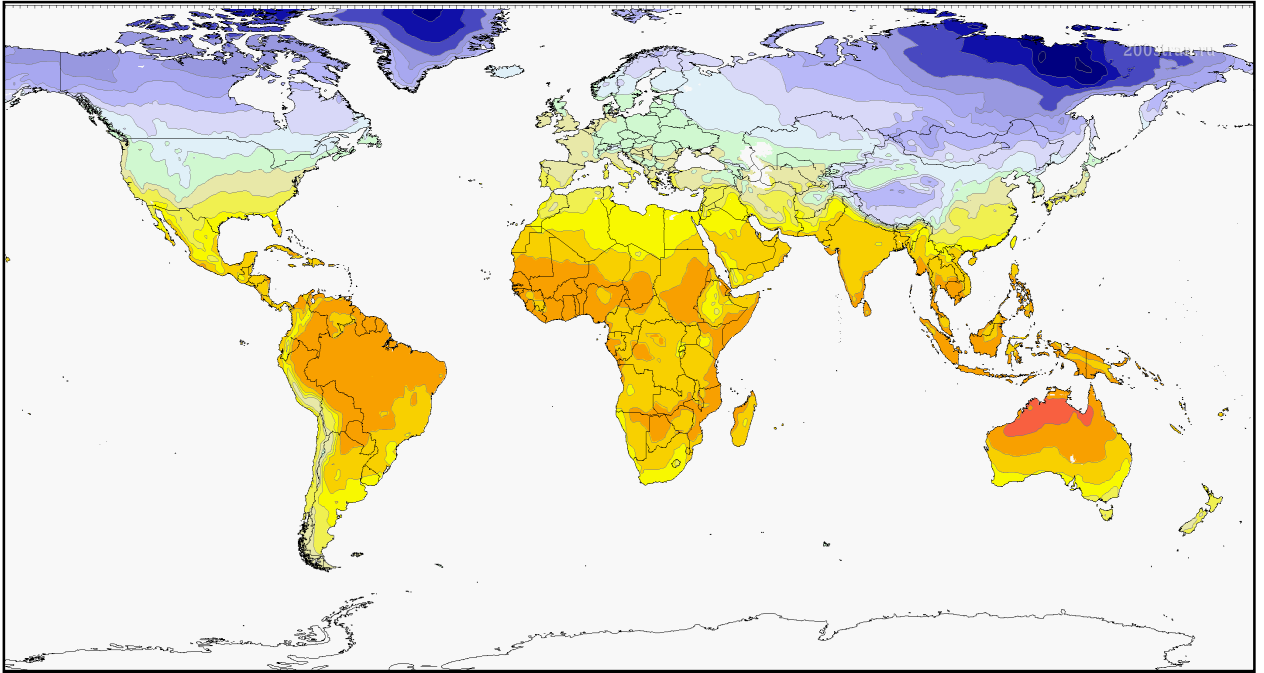


Рис. 5.2.3 Общефизическая карта мира

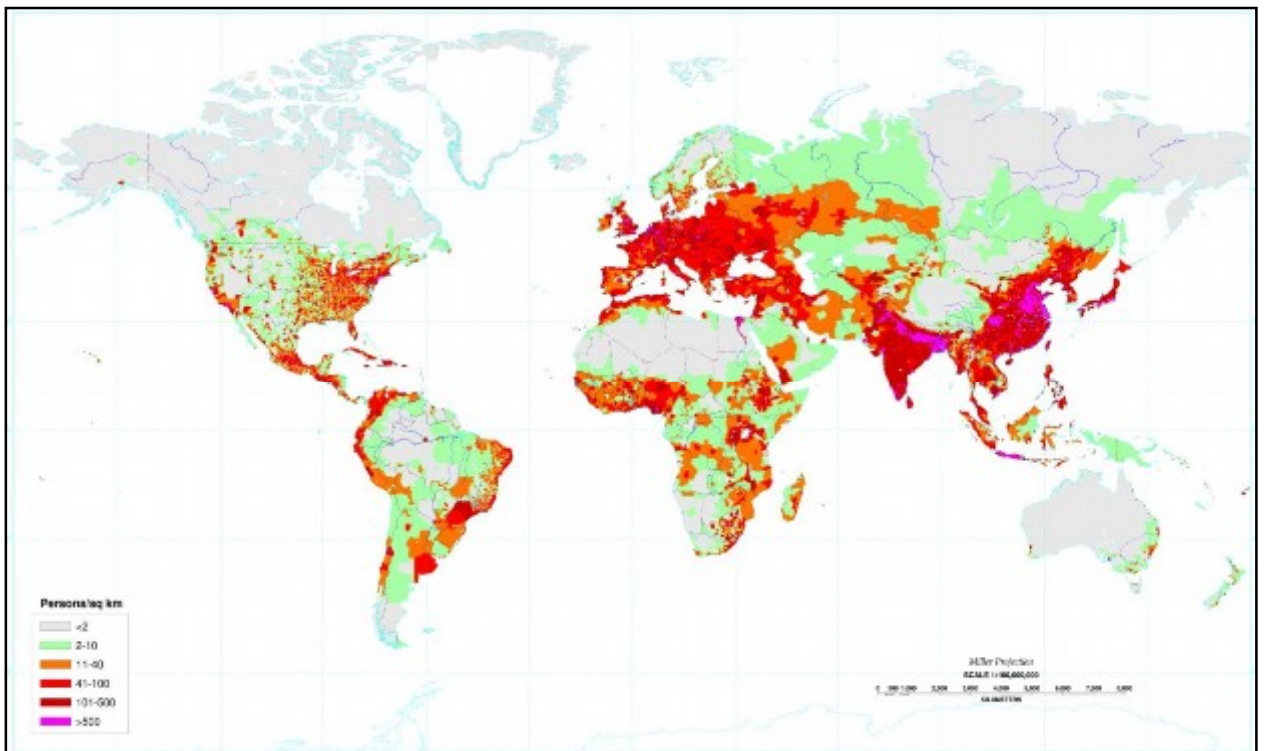


Рис. 5.2.4 Карта плотности населения



Рис. 5.2.5 Карта по снимкам спутников ДЗЗ

При составлении электронной карты всех достижимых районов посадки, на общефизическую карту мира (рис. 5.2.1) последовательно накладывались все остальные карты. Путем изменения прозрачности фона, появилась возможность отобразить данные из одной карты на фоне другой. Таким образом, последовательно изменялись значения классификаторов всех достижимых районов посадки исходя из требований по безопасности проведения пилотируемого спуска (приведенных выше) освещенных на той или иной тематической карте мира.

На рис. 5.2.6 представлено визуальное отображение результатов работ по созданию электронной карты всех достижимых районов посадки перспективного пилотируемого корабля. Красным цветом отмечены неблагоприятные высокогорные районы и наиболее затруднительные для работы службы поиска и спасания космонавтов отдаленные от побережья районы Мирового океана.

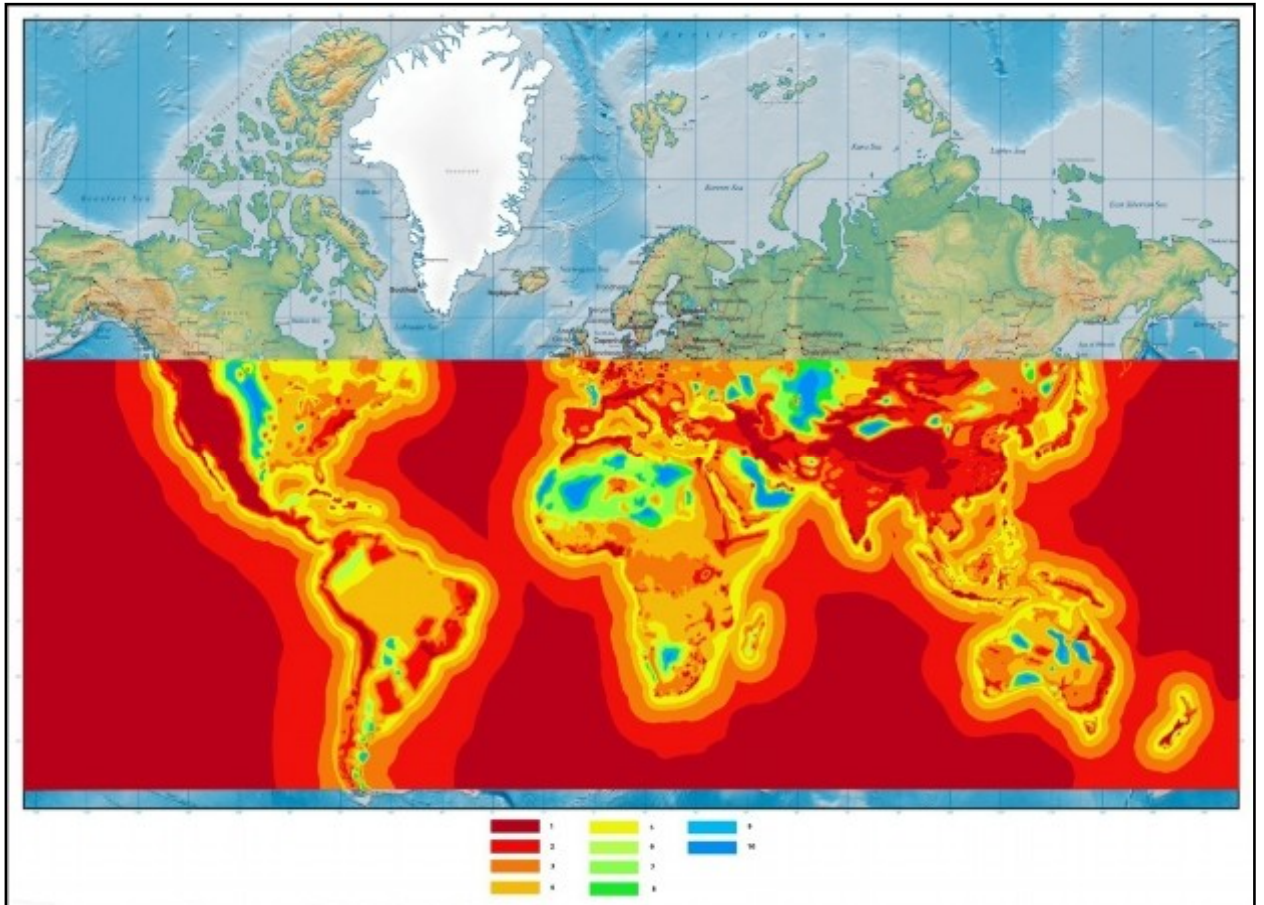


Рис.5.2.1 Визуальное представление электронной карты

Следующим вопросом при построении электронной карты был выбор шага изменения классификаторов района посадки. Схема спуска ПТК НП предполагает движение ВА на парашюте с высоты порядка 5 км. Суммарный размер области рассеивания точек посадки складывается из ошибок работы СУС и ошибок определения ветровой обстановки при движении на парашюте. Применение комбинированной системы управления и терминального наведения на атмосферном участке спуска ПТК НП должны обеспечивать точность приведения ВА в точку ввода основной системы парашютирования с точностью не хуже 1 км (рис.5.2.7).

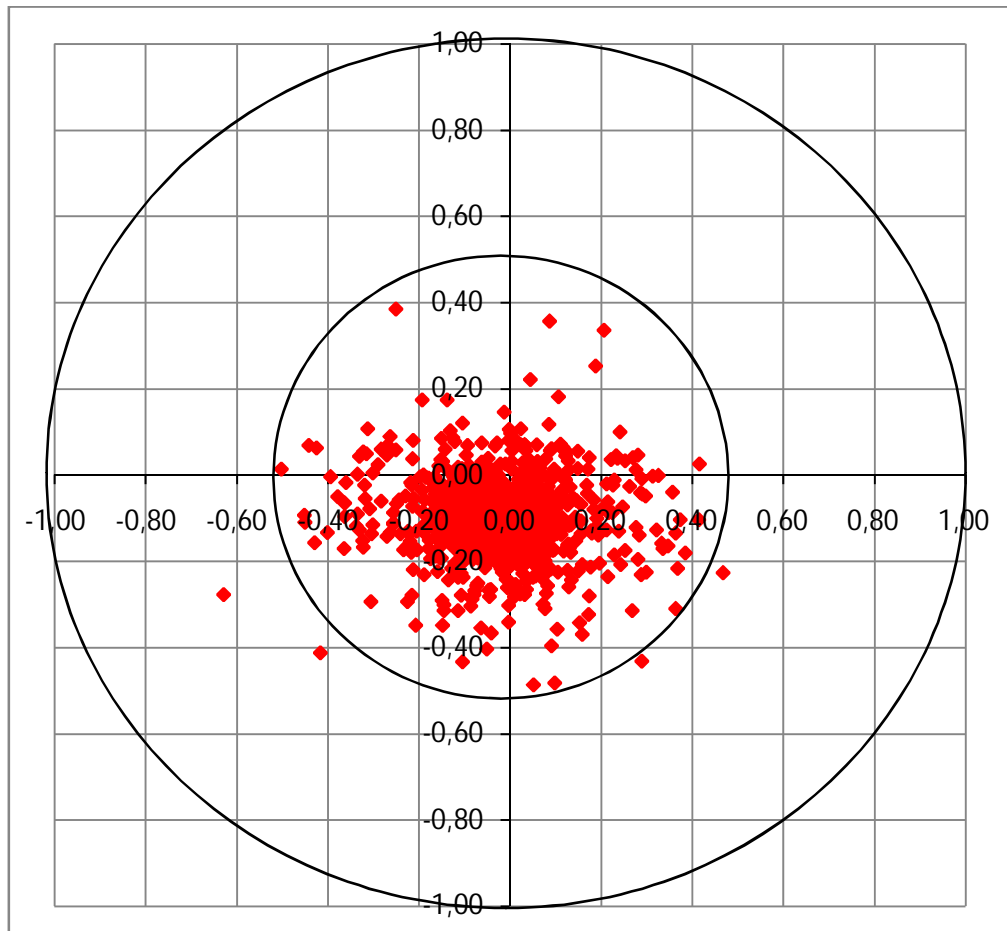


Рис. 5.2.7 Область рассеивания при использовании терминального наведения

Составляющая суммарного рассеивания точек посадки от парашютного участка спуска с высоты 5 км составляет порядка 4 км, при условии учета прогноза ветровой обстановки в районе посадки. В случае же возникновения нештатной ситуации спуск происходит за минимальное время между принятием решения о срочном завершении космической экспедиции и включением двигателя на спуск. В самом худшем случае это время будет составлять порядка 1.5 часа (драконический период обращения МКС), поэтому оперативно получить прогноз ветровой обстановки в районе посадки не представляется возможным. При выборе шага изменения классификатора районов посадки было принято допущение, что составляющая общего рассеивания точек посадки при движении на парашюте с высоты 5 км без учета прогноза ветровой обстановки составляет порядка 9 км. Соответственно суммарная область рассеивания точек посадки ПТК НП при

возникновении нештатной ситуации составляет 10 км. При пересчете в географические координаты были использованы следующие соотношения: по долготе $1^\circ = 111$ км, по широте $1^\circ = 111 * \cos(\varphi)$ км. Для упрощения поиска нужной информации в электронной карте, шаг изменения классификаторов районов посадки был выбран одинаковым для широты и долготы и составил $0,1^\circ$.

Еще одним требованием к электронной карте всех достижимых районов посадки была плавность изменения классификаторов районов. Это требование обусловлено особенностями применения метода наискорейшего спуска при решении задачи поиска наиболее безопасной прицельной точки.

5.2.2 Вопросы программной реализации и использования электронной карты при работе алгоритма выбора наиболее безопасной прицельной точки.

При разработке электронной карты достижимых районов посадки, была использована классическая схема построения электронных карт, подразумевающая использование базы данных зависимостей характеристик местности от широты и долготы. Структура данных по классификаторам всех достижимых районов посадки представлена в таблице 5.2.1.

Основной проблемой при программной реализации электронной карты, был выбор программного типа данных, соответствующего представленной в табл. 5.2.2 структуре. Так как реляционные базы данных не хранят информацию в виде матрицы, было принято решение хранить информацию о классификаторах всех достижимых районов посадки в бинарном виде. Общий объем занимаемой электронной картой памяти рассчитывается по формуле:

$$I = \sum_{j=0}^n k_j; \quad (5.2)$$

где n – общее число классификаторов, k – объем памяти, необходимый для заданного интервала изменения классификаторов.

Табл. 5.2.1 Структура данных электронной карты

φ (широта)	Классификация районов посадки						
	λ=0° (долгота)	λ=0.2°	λ=0.4°	λ=0.6°	λ=0.8°	...	λ=358.8°
52°	6	6	5	5	5	...	6
51.8°	6	6	6	4	6	...	6
51.6°	5	6	5	6	6	...	5
51.4°	5	5	6	5	6	...	6
51.2°	7	7	7	7	8	...	7
...
-52°	4	4	4	4	4	4	4

Вопросы извлечения и хранения информации в оперативной памяти были решены с помощью аналогии при работе с банком аэродинамических данных. Так как структура представления зависимостей аэродинамических характеристик от числа маха во многом похожа на структуру данных электронной карты, программная реализация извлечения информации по такой структуре была полностью скопирована с задачи получения аэродинамических коэффициентов СА ТПК «Союз ТМА-М». Классификаторы всех достижимых районов посадки представлены в виде двумерного массива, а значения возможных широт и долгот посадки представляют собой два одномерных массива с шагом в 0.1° . При этом порядковые номера индексов массива широт, соответствуют порядковым номерам строк матрицы классификаторов, а порядковые номера долгот посадки соответствуют номерам столбцов классификаторов. Для извлечения

данных о классификаторе точки посадки, сначала необходимо провести поиск индексов ближайших по значению широте и долготе, а затем извлечь данные из двухмерного массива согласно найденным индексам. Программная реализация базы данных электронной карты всех достижимых районов посадки [4] представлена на рис. 5.2.3. Из представленной структуры данных видно, что разным космическим аппаратам могут соответствовать различные электронная карта, выбор которых зависит от характеристик целевой орбиты конкретного КА.

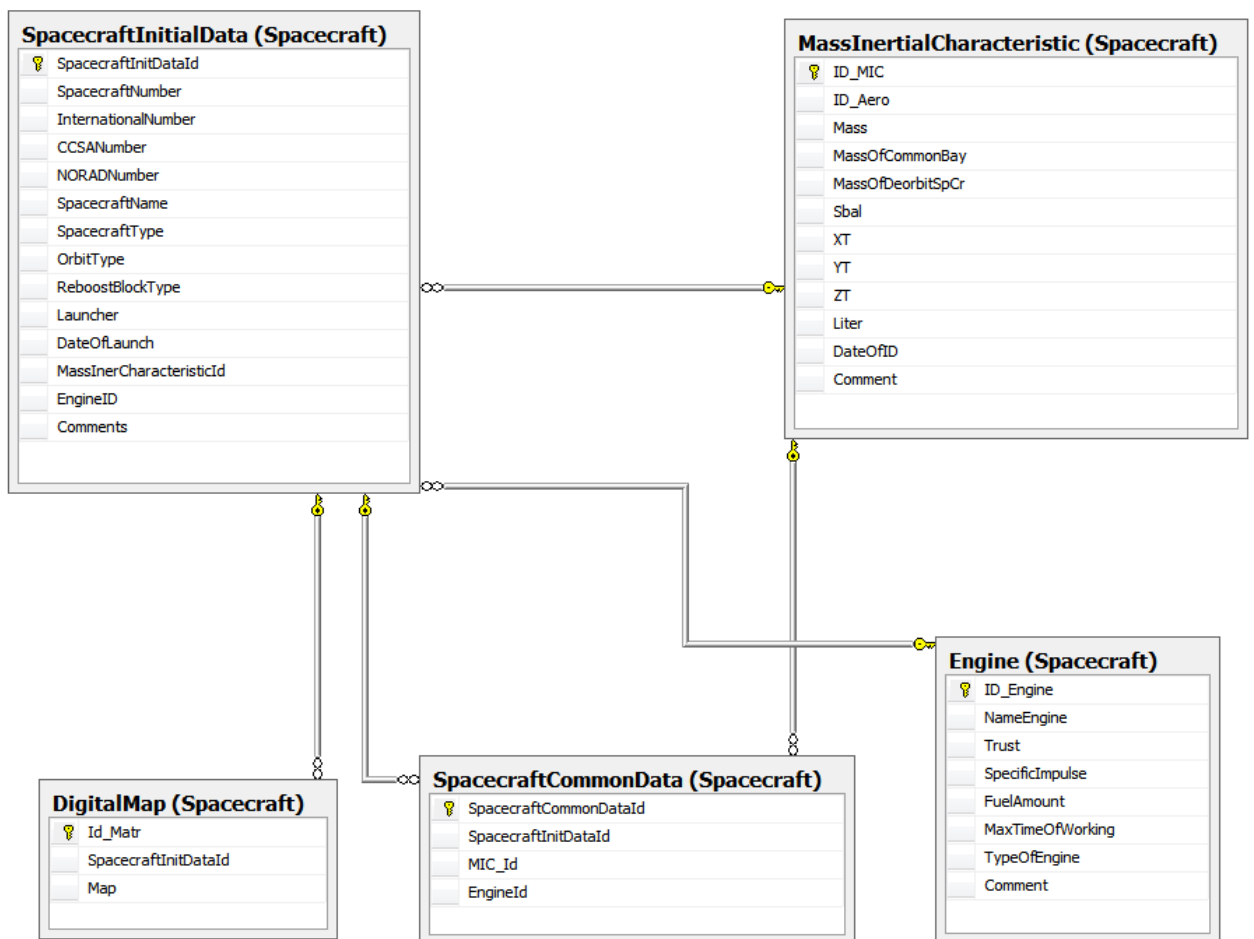


Рис. 5.2.3. Структурная схема базы данных электронной карты.

Данные о классификаторах всех районов посадки представлены в таблице Digital Map (табл. 5.2.2)

Табл. 5.2.2 Данные о районах посадки.

Имя столбца	Тип данных	Ограничения
Id_Matr	int	Unchecked
SpacecraftInitDataId	int	Unchecked
Map	varbinary(MAX)	Unchecked

5.3 Синтез алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска.

Для решения задачи обеспечения безопасного завершения космической экспедиции при возникновении нештатной ситуации за минимально возможное время, кроме исходных данных о районах посадки, хранящихся в виде электронной карты, необходима разработка алгоритма поиска наиболее безопасной траектории спуска, основанного на данных разработанной электронной карты. При синтезе алгоритма необходимо решить следующие задачи:

- разработать логику работы алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска в зависимости от располагаемого времени между возникновением нештатной ситуацией и включением ДУ на торможение;
- разработать алгоритм поиска прицельной точки на электронной карте исходя из маневренных возможностей ВА и заданных требований к району посадки;
- рассмотреть вопросы использования алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска в бортовом контуре управления перспективного КА.

5.3.1 Описание работы алгоритма в зависимости от располагаемого времени безопасного существования пилотируемого КА на орбите.

Если в процессе контроля полета выявляется отклонение от нормы в состоянии или в функционировании КА экипаж совместно со специалистами оперативного контура управления подготавливают и принимают решение о действиях по ликвидации возникшей нештатной ситуации. При этом в первую очередь оценивается время до наступления критической фазы нештатной ситуации, то есть до возникновения необратимых негативных последствий, влекущих утрату части функций КА или его жизнеспособности, или нарушение безопасности экипажа [40, 41, 42]. При этом, как правило, реализуется следующая последовательность действий:

- определение располагаемого времени;
- сбор и анализ всей необходимой информации о выявленной нештатной ситуации;
- выдвижение и проверка гипотез по возникшим нештатным ситуациям;
- разработка программ действий по выходу из нештатной ситуации;
- реализация программы по выходу из нештатной ситуации.

В случае, когда нештатную ситуацию невозможно оперативно парировать для сохранения жизни и здоровья экипажа принимается решение о срочном завершении космической экспедиции. Варианты спуска и посадки при возникновении такой нештатной ситуации зависят от запаса времени безопасного существования пилотируемого КА на орбите. Основная задача алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска – обеспечить гарантированное возвращение экипажа на Землю с минимальным ущербом здоровью и за минимально возможное время между возникновением нештатной ситуации и посадкой на Землю. Как видно из постановки, это

многокритериальная задача. С одной стороны алгоритм должен обеспечивать приземление ВА в приемлемый по безопасности полигон, а с другой стороны необходимо решить задачу выбора наиболее безопасного варианта спуска в условиях острого дефицита времени на ожидания условий попадания в благоприятный район посадки. Для решения этой задачи в алгоритме выбора наиболее безопасного варианта спуска (рис. 5.3.1) существует возможность настройки работы в зависимости от запаса времени между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на торможение.

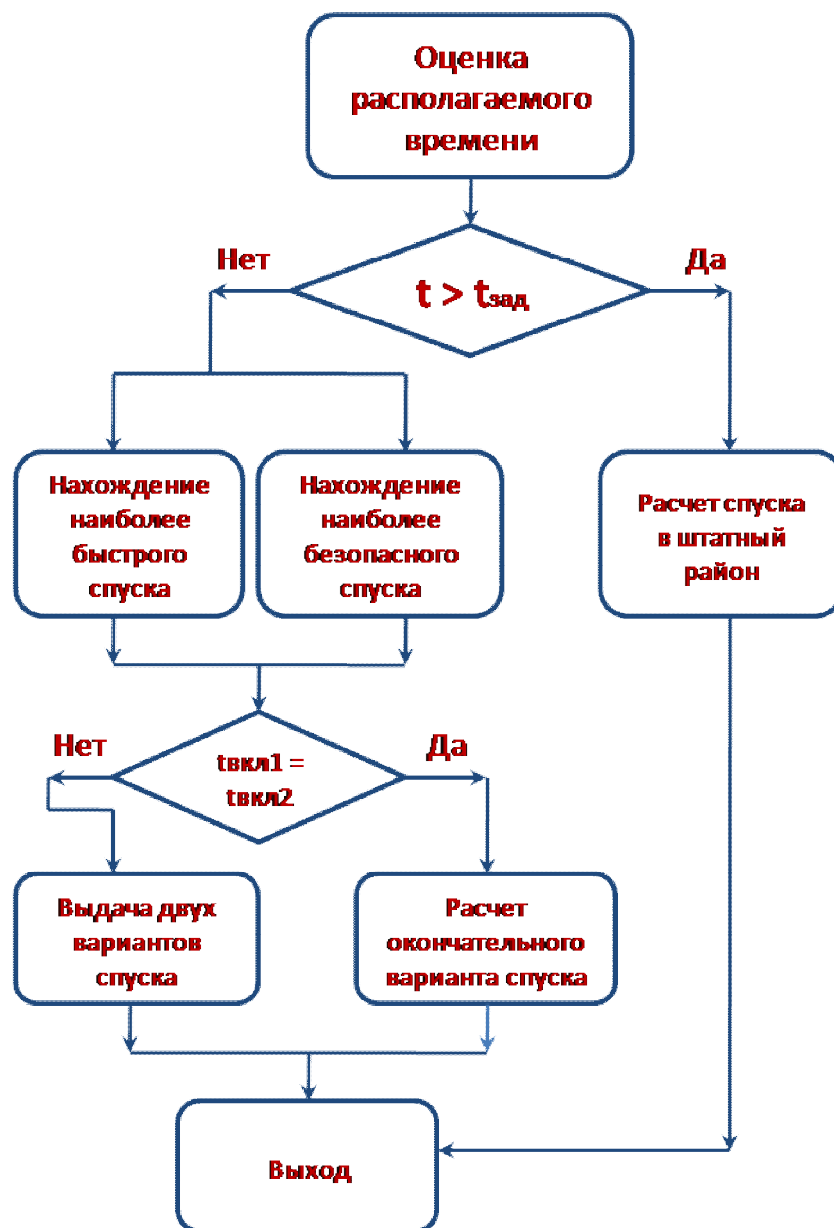


Рис. 5.3.1 Алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска КА

Алгоритм, обеспечивающий решение задачи выбора наиболее безопасной траектории спуска, концептуально состоит из следующих задач:

- выбора приемлемой по безопасности прицельной точки исходя из текущего положения КА на орбите (1.4.1) и заданного значения функции $P(\xi_{cur}, k)$;
- расчета параметров номинальной попадающей траектории (3.1.4) в выбранную точку.

При работе алгоритма, в первую очередь, оценивается располагаемое время до включения двигательной установки на спуск. Если этого времени хватает на осуществление спуска и посадки в штатный полигон, то значение k функции $P(\xi_{cur}, k)$ задается равным десяти, что означает выбор только штатных полигонов для решения задачи прицеливания, и спуск осуществляется по штатной схеме. Если же располагаемого времени недостаточно, тогда просчитываются два варианта завершения полета, например: для $k = 4$ – менее безопасный, но более быстрый и для $k = 7$ – менее быстрый, но более безопасный. В случае если рассчитанные времена включения двигательной установки для этих вариантов совпадают, то происходит расчет параметров номинальной попадающей траектории, если же нет, то решение о варианте спуска принимает экипаж.

5.3.2 Синтез алгоритма выбора номинальной траектории спуска, обеспечивающей приземление экипажа в благоприятном районе.

Задача поиска прицельной точки, отвечающей требованиям по безопасности и минимальному времени между возникновением нештатной ситуации и посадкой экипажа на Землю, состоит из 4-х этапов:

- поиск долготы прицеливания;
- расчет времени включения ДУ для посадки в выбранную долготу;
- поиск прицельной широты;
- уточнение времени включения ДУ для посадки в выбранную точку.

Каждый их 4-х этапов решения задачи поиска прицельной точки зависит от текущего положения КА на орбите. Так как для ПТК НП, также как и для ТПК «Союз ТМА-М» при возникновении нештатной ситуации предусмотрены штатные полигоны срочного спуска, поиск прицельной точки для алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска, проходит в интервале между возникновением нештатной ситуации и заранее рассчитанным на Земле временем включения ДУ (зеленый участок траектории на рис. 5.3.2).



Рис. 5.3.2 Схема пилотируемого спуска

Схематично алгоритм поиска прицельной точки при возникновении нештатной ситуации представлен на рис. 5.3.3. Изначально, задачи выбора прицельной долготы и расчета времени включения ДУ для попадающей траектории решались одновременно, путем последовательного изменения шага по времени включения двигателя на величину шага изменения классификатора в электронной карте. Так как при таком подходе каждый раз приходилось просчитывать полную траекторию спуска (3.1.4) время решения задачи выбора только прицельной долготы могло доходить до нескольких минут, что неприемлемо для работы в оперативном контуре управления. Для

ускорения поиска прицельной долготы, было принято допущение, что маневренных возможностей ПТК НП хватает только для осуществления спуска в пределах трассы полета. После этого появилась возможность разделить задачи поиска прицельной долготы и расчета времени включения попадающей траектории. Сначала решалась задача прогнозирования движения центра масс КА (3.1.1) и на ее основе в первом приближении определялись координаты прицельной точки посадки. После этого рассчитывалось время включения ДУ, обеспечивающее спуск ВА в выбранную долготу прицельной точки.

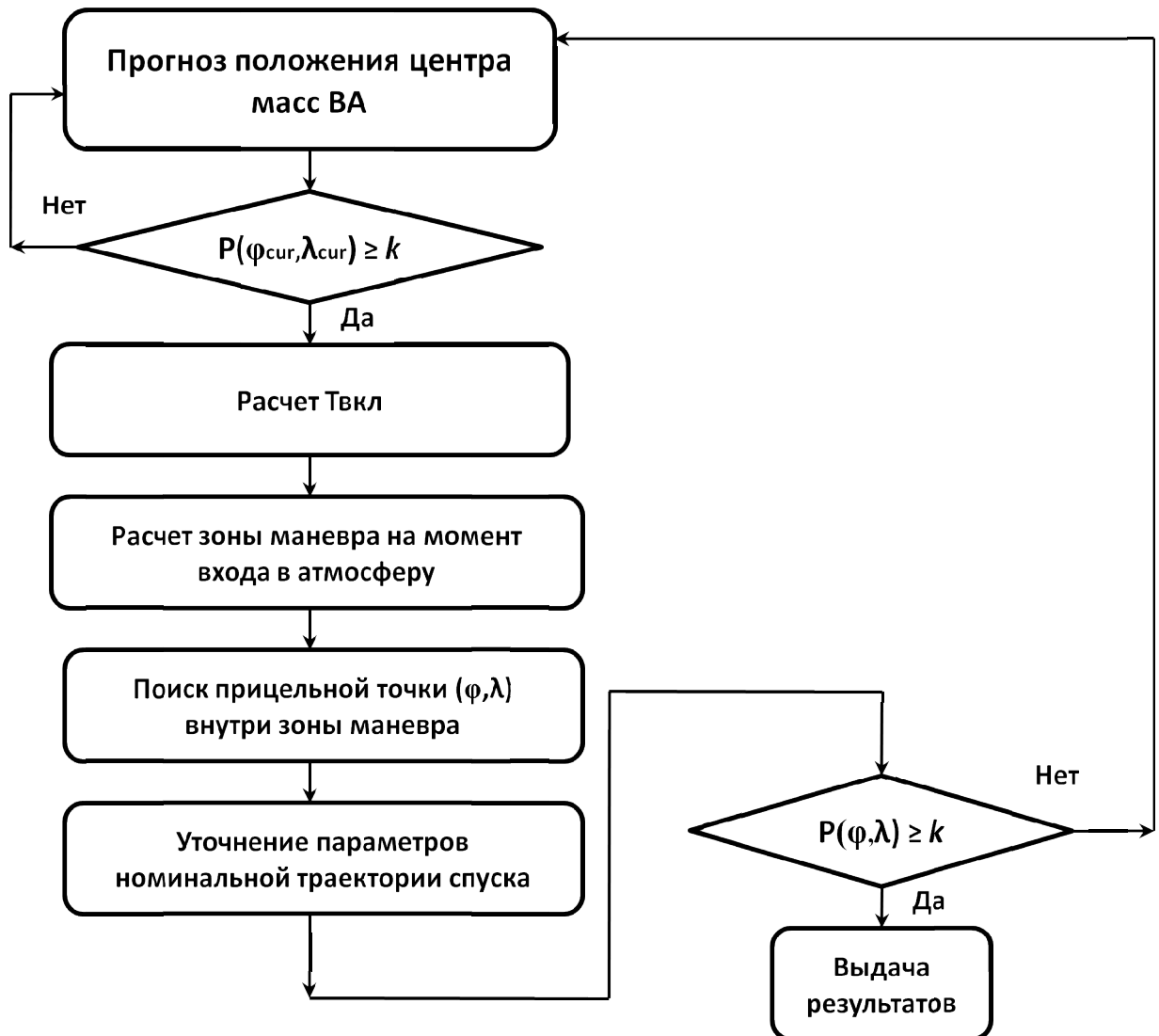


Рис.5.3.3 Алгоритм поиска прицельной точки

После решения задачи расчета времени включения ДУ, обеспечивающего приведение ВА в выбранную долготу района посадки, необходимо определить окончательные координаты прицельной точки с учетом реальных маневренных возможностей перспективного КА.

Следовательно, задача поиска прицельной широты точки посадки разбивается на две подзадачи:

- построение зоны маневра для выбранного времени включения двигательной установки на спуск;
- поиск приемлемой по безопасности точки прицеливания внутри зоны маневра.

При решении задачи поиска прицельной широты точки посадки, зона маневра строится только один раз на высоте входа в атмосферу. Это обусловлено тем, что для оценки всех достижимых точек посадки для выбранного времени включения ДУ необходимо построение границ максимальной зоны маневра. Определение текущих параметров зоны маневра, аппроксимируемой эллипсом (длины большой и малой полуосей, координаты центра и направление большой оси) осуществляется по результатам двух прогнозов конечных точек траектории спуска (5.3.2).

$$\begin{cases} \bar{r} = \bar{V}; \\ \bar{V} = \rho \bar{V}_e^2 \left[-S_x \frac{\bar{V}_{ex}}{|\bar{V}_e|} + S_y (b \cos \gamma + d' \sin \gamma) \right] + 2\omega_e \times \bar{V} + \omega_e \times (\omega_e \times \bar{r}) - \mu_e \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|^3} + \frac{\partial R}{\partial r}; \\ \gamma = const. \end{cases} \quad (5.3.2)$$

Для первого прогноза рассчитывается траектория спуска с постоянным значением угла крена $\gamma = 180^\circ = const$ (наиболее короткая траектория). Конечная точка наиболее короткой траектории будет принадлежать большой оси эллипса, направление вектора горизонтальной конечной скорости определяет направление большой оси. Для второго прогноза значение модуля угла крена должно выбираться как линейная функция текущей высоты

полёта $\gamma^* = f(h) = \text{const}$, при котором конечная точка траектории принадлежит малой оси эллипса. Для ускорения расчетов, при решении задачи построения зоны маневра для поиска прицельной широты посадки, угол крена для второго прогноза траектории спуска можно выбирать $\approx 60^\circ$. По полученным координатам двух конечных точек и направлению большой оси определяются текущие искомые точки на эллипсе (рис. 5.3.6).

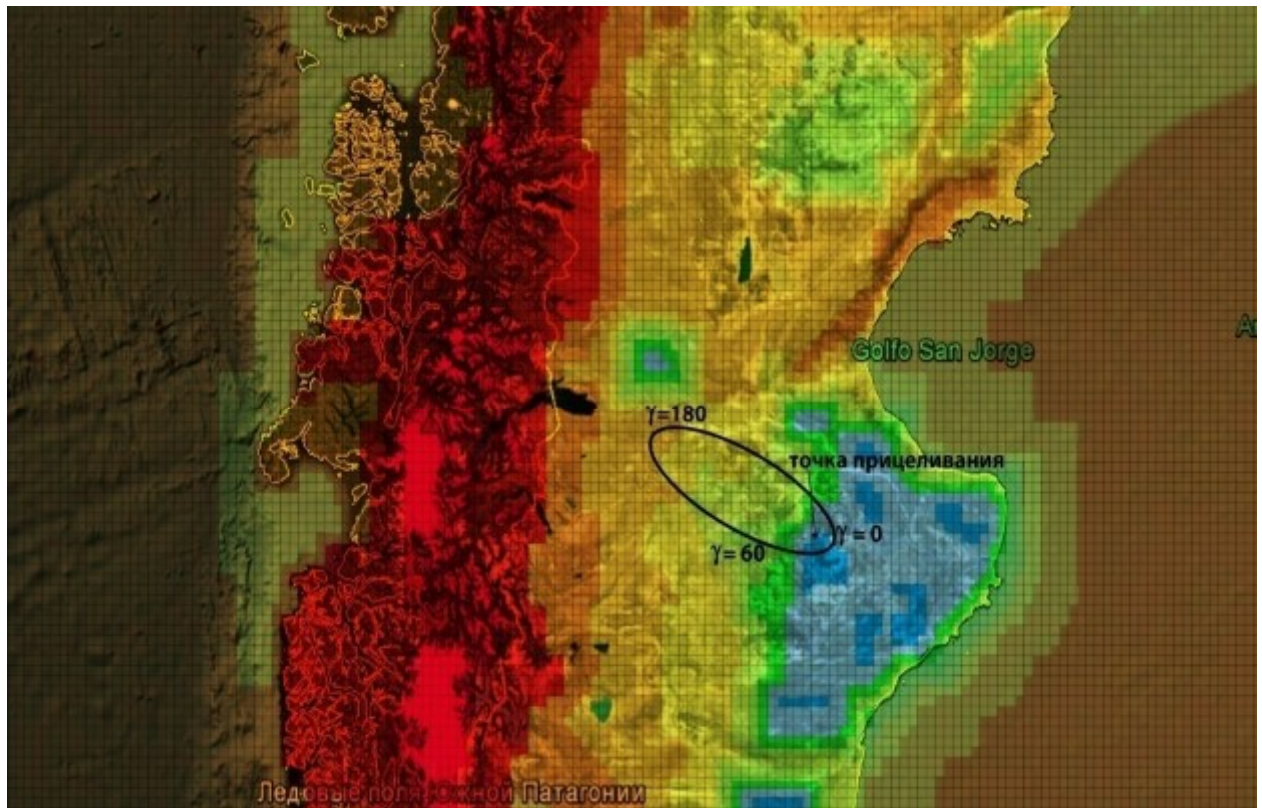


Рис. 5.3.6 Результаты работы алгоритма выбора наиболее безопасной точки прицеливания

После определения формы и расположения зоны маневра (U) на высоте входа ВА в атмосферу, необходимо определить координаты прицельной точки посадки, удовлетворяющие условию (1.4.3). Успешное решение всех предшествующих задач гарантирует, что искомая прицельная точка находится внутри максимальной зоны маневра. Для оптимизации по времени процесса поиска ее координат, в качестве отправной точки используется граница зоны маневра с максимальным значением классификатора. Так как терминальное управление реализовано в дискретном многошаговом

алгоритме наведения, осуществляющем на каждом шаге управления прогнозирование текущих параметров зоны маневра ВА, а при построении зоны маневра использовались некоторые допущения, прицельную точку следует искать внутри некоторой зоны достижимости, ограниченной внешними границами зоны маневра. Задача поиска наиболее безопасной точки прицеливания внутри зоны маневра математически может быть интерпретирована как поиск такого вектора x^* который обеспечивает максимизацию некоторой целевой дискретной функции $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$ (определенной в табл. 5.2.1) в ограниченных пределах зоны маневра ВА – U

$$x^* = \arg \max P(\bar{\xi}_{cur}, k) : \varphi, \lambda \in U, (5.3.3)$$

где $\bar{\xi}_{cur}$ - географические координаты точки посадки, k – минимально допустимое значение классификатора безопасности этой точки.

При этом нет необходимости искать глобальный минимум функции $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$, необходимо лишь найти такое значение, которое удовлетворит заданному условию (1.4.3). Исходя из того, что решение задачи (5.3.3) гарантированного находится внутри зоны маневра U , для поиска прицельной точки был выбран градиентный метод оптимизации, а именно метод наискорейшего спуска. Основная идея метода заключается в том, чтобы идти в направлении антиградиента $-\nabla\Phi$ целевой функции $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$. Следующий шаг алгоритма выбирается исходя из соотношения

$$\overrightarrow{p^{[j+1]}} = \overrightarrow{p^{[j]}} - \lambda^j \nabla\Phi(\overrightarrow{p^{[j]}}), (5.3.4.1)$$

где λ^j - шаг изменения аргумента. Таким образом, итерационный процесс организован путем последовательного изменения значений широты и долготы искомой точки с шагом равным изменению классификатора до тех пор, пока не будет выполнено условие (1.4.3). Как видно из рисунка 5.3.6 в качестве начала работы алгоритма поиска прицельной точки посадки, была

выбрана граница зоны маневра, соответствующая спуску с постоянным углом скоростного крена $\gamma = 0^\circ$. Затем путем последовательного изменения значений широты и долготы в направлении антиградиента, внутри зоны маневра была выбрана прицельная точка, отвечающая условию функции $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$ для $k = 7$.

После выбора прицельной долготы и широты точки посадки просчитываются параметры номинальной траектории спуска, обеспечивающие попадание в выбранный благоприятный район посадки:

$$T_{вкл}, \dot{W}(t), u(\gamma_{ном}); (5.3.4.2)$$

где $\dot{W}(t)$ - функция изменения кажущейся скорости от времени, $u(\gamma_{ном})$ – номинальный закон управления углом скоростного крена ВА при движении в атмосфере.

Для нахождения параметров номинальной траектории спуска (5.3.4.2) для выбранного на предыдущем шаге времени включения ДУ на торможение ($T_{вкл}$), решается краевая задача поиска параметров управления углом скоростного крена (направление бокового аэродинамического маневра и величину бокового маневра), позволяющая привести ВА в выбранный благоприятный район посадки. В зависимости от выбранных номинальных параметров управления, ВА может осуществить посадку справа или слева от трассы витка на величину до 65 км (рис. 5.3.7), что соответствует параметрам найденной на предыдущих шагах зоны маневра.

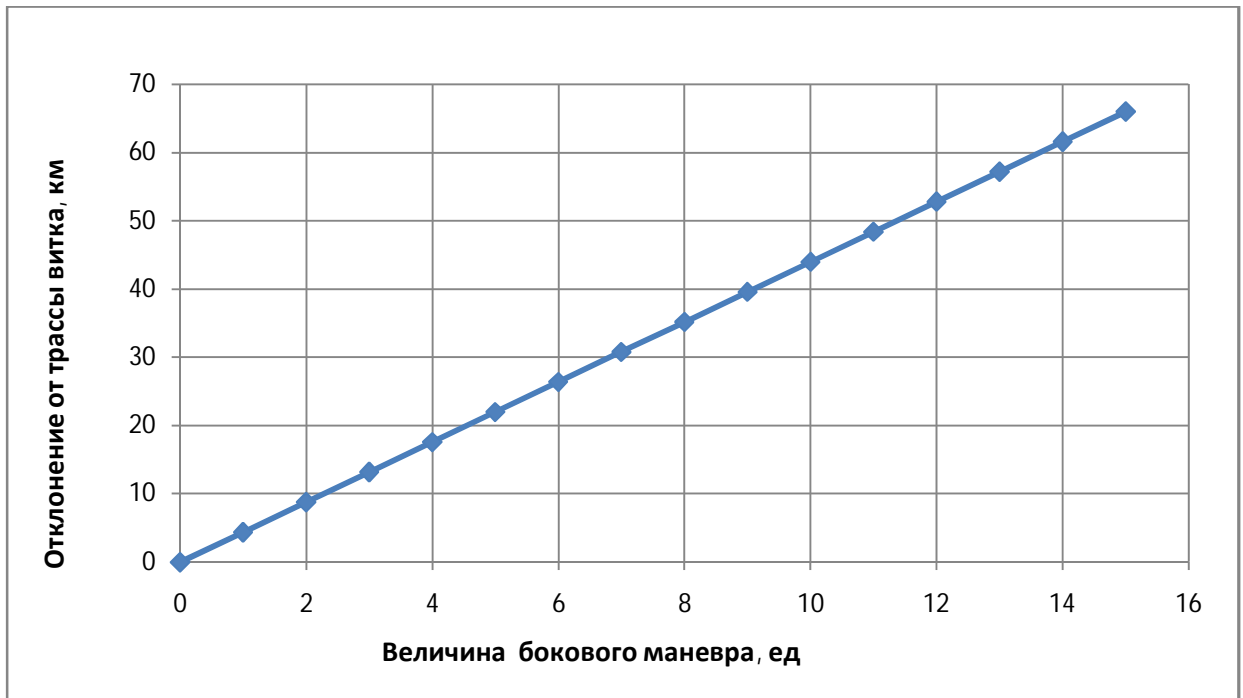


Рис. 5.3.7. Зависимость отклонения от трассы витка от бокового маневра

Параметры номинальной траектории спуска необходимы для работы бортовых алгоритмов наведения (прил. 6.1), которые будут использоваться при обеспечении штатного спуска перспективного пилотируемого космического аппарата. Для выполнения условия приведения ВА в прицельную точку необходимо, чтобы она постоянно находилась внутри зоны маневра, размеры которой определяются текущим запасом полной механической энергии ВА. Размеры зоны маневра в ходе спуска необратимо уменьшаются вследствие уменьшения высоты, скорости и оставшейся дальности полета ВА [2]. Поэтому основная задача терминального алгоритма наведения обеспечить удержание прицельной точки внутри зоны маневра. Для этого на каждом шаге управления рассчитываются координаты центра зоны маневра и командный угол крена, обеспечивающий движение центра зоны в направлении прицельной точки посадки. Таким образом, на момент достижения высоты ввода парашютной системы (5 км), зона маневра ВА должна «стянуться» в прицельную точку и тем самым обеспечить необходимую точность проведения спуска.

Исходя из вышеперечисленного, использование алгоритма выбора прицельной точки совместно со штатным алгоритмом терминального наведения, позволяют гарантированно обеспечить возможность безопасного возвращения экипажа на Землю в случае возникновения нештатной ситуации на любом этапе полета в режиме АУС с учетом соблюдения всех фазовых ограничений по перегрузкам и тепловому режиму за минимально возможное время.

5.4 Варианты использования алгоритма выбора наиболее безопасной траектории спуска при оперативном управлении полетом.

На сегодняшний день оперативное обеспечение спусков предполагает наличие у экипажа космического аппарата постоянно обновляемой баллистической информации о возможных временах включения двигательной установки для спуска в случае возникновения нештатных ситуаций. За достоверность этой информации отвечают разработчики бортовых алгоритмов совместно со специалистами оперативного БНО управления полетом [44, 45]. Современное развитие ракетно-космической и вычислительной техники диктует свои правила модернизации баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полета. Практически все баллистические расчеты, необходимые для обеспечения завершения космической экспедиции сейчас можно проводить с помощью бортовой ЦВМ. Это позволит существенно повысить автономность полета, а также снизить объем передаваемой информации между бортом и Землей.

Метод обеспечения безопасного завершения космической экспедиции на любом витке полета за минимальное время между возникновением нештатной ситуации и включением ДУ на торможение предполагает наличие достаточно объемных по памяти и количеству вычислений компонентов. Поэтому для обеспечения возможности его применения в оперативном контуре БНО управления полетом, необходима адаптация алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска к работе на борту перспективного КА.

5.4.1 Возможности работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в составе комплекса бортовых алгоритмов обеспечения спуска ПТК НП.

В условиях жестких требований по достоверности баллистических данных необходимых для осуществления спуска космического аппарата, а также ограничений по времени выбора варианта спуска в случае возникновения нештатной ситуации, к алгоритмам оперативного баллистического обеспечения спуска предъявляются особые требования, а именно:

- необходимость дублирования и сверки баллистических расчетов;
- быстроедействие программно-математических комплексов расчета спуска;
- максимальная автоматизация процессов ввода и выдачи информации.

Для реализации алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска на борту космического аппарата, кроме перечисленных выше требований, необходимо выполнить следующие условия:

- максимальное сокращение объема занимаемой памяти компонентами алгоритма;
- оптимальное использование вычислительных ресурсов;
- максимальное использование существующих бортовых алгоритмов (исключение дублирования программных функций).

Алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска в случае возникновения нештатных ситуаций основан на использовании градиентных методов оптимизации и численном интегрировании дифференциальных уравнений движения КА на различных этапах спуска. Для модернизации алгоритма к условиям оперативного обеспечения спуска необходимо

отдельно рассмотреть каждую составляющую данного алгоритма и привести ее в соответствие с вышеперечисленными требованиями.

Основной составляющей алгоритма, влияющей на быстродействие и использование вычислительных ресурсов - является расчет зоны маневра на участке терминального наведения, а также выбор ближайшей точки прицеливания удовлетворяющей требованиям по безопасности района посадки. Вопросы увеличения быстродействия при расчете характеристик зоны маневра были рассмотрены выше, однако для еще большего ускорения решения этой задачи, для наземного моделирования реализации алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска был использован модифицированный алгоритм параллельных вычислений. В среднем такой подход дает до 30 % выигрыша по быстродействию [24]. Например, в самом худшем случае работы алгоритма (10 итераций поиска времени включения) время вычислений составляло порядка 4.5 с, а после применения алгоритма параллельных вычислений - сократилось до 2.5 с. В случае снятия или увеличения ограничений на количество итераций, эффект от применения алгоритма параллельных вычислений становится еще более заметным.

Для исключения дублирования кода на борту перспективного КА, алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска в случае возникновения нештатных ситуаций должен работать в составе комплекса бортовых алгоритмов, т.е. максимально использовать уже реализованные бортовые программы. Например, комплекс алгоритмов терминального наведения, помимо прочего, включает в себя:

- алгоритм подготовки априорной информации - предназначен для расчёта характерных параметров зон манёвра ВА, работающий однократно после решения общей задачи прицеливания и выбора номинальной попадающей траектории спуска (параметры схода с ОИСЗ и требуемого бокового манёвра);

- численную модель движения ЦМ ВА, использующуюся для прогнозирования конечных точек траектории спуска и определения текущих параметров зоны манёвра ВА;
- модели стандартной атмосферы, средне-сезонных вариаций параметров атмосферы и модель номинальных аэродинамических характеристик используются в модели движения ЦМ ВА.

Все эти алгоритмы, так или иначе, используются при работе алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в случае возникновения нештатных ситуаций, поэтому нет необходимости реализовывать их повторно. Кроме того, программная реализация электронной карты предполагает, что если задать значение минимально допустимого классификатора района посадки k равным 10, то задача выбора наиболее безопасной прицельной точки в случае возникновения нештатной ситуации будет решаться аналогично существующим алгоритмам, реализованным при управлении современными ТПК типа «Союз ТМА-М». Таким образом, алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска при экстренном завершении полета, можно использовать для обеспечения срочного спуска перспективного пилотируемого корабля.

Выполнение всех вышеперечисленных рекомендаций при бортовой реализации алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в случае возникновения нештатных ситуаций поможет решить проблему исключения дублирования программного кода на борту перспективного пилотируемого корабля и обеспечить универсальность использования алгоритма при различных режимах спуска и посадки.

5.4.2 Модернизация электронной карты для работы на борту перспективного пилотируемого КА.

Основной составляющей алгоритма, влияющей на объем занимаемой памяти, является электронная карта всех достижимых районов посадки для

заданной конфигурации орбиты КА (рис.5.2.1). Она содержит классификацию районов согласно требованиям, предъявляемым к местности при проведении пилотируемого спуска.

Изначально электронная карта достижимых районов посадки представляла собой единую базу данных объемом порядка 3 МБ. Если для наземных вычислительных серверов такой объем занимаемой памяти ничтожно мал, то для бортовой вычислительной машины важен каждый байт занимаемой памяти. Поэтому для уменьшения объема занимаемой памяти и увеличения быстродействия были проделаны следующие процедуры:

- отбраковка заведомо недостижимых районов посадки для заданной конфигурации орбиты;
- разбиение электронной карты на фрагменты, соответствующие номерам суточных витков полета КА;
- объединение в единую область неблагоприятных для посадки районов акватории мирового океана.

Заведомо недостижимые районы посадки выбираются исходя из текущей конфигурации орбиты пилотируемого корабля, а именно от значения наклона орбиты. Так как на ПТК НП планируется доставка очередных экспедиций на МКС, то оптимизация занимаемого объема электронной карты рассматривалась для наклона МКС $i = 51.6^\circ$. При спуске с такой орбиты районы с широтой $|\varphi| > 52^\circ$ становятся недостижимыми.

Для уменьшения объемов занимаемой оперативной памяти при работе с электронной картой и ускорения вычислений, таблица данных классификаторов всех достижимых районов посадки была разбита на 16 областей соответствующих номерам суточных витков пилотируемого транспортного корабля. Для орбит с наклоном $i = 51,6^\circ$ за первый

суточный виток условно принят виток, долгота восходящего узла которого находится в пределах 20° восточной долготы и $(\lambda_{\text{м.в.}} - 20^{\circ})$ западной долготы, где $\lambda_{\text{м.в.}}$ - межвитковое расстояние.

Следующим шагом при уменьшении объема электронной карты стало объединение в единую область неблагоприятных для посадки районов акватории Мирового океана. Как видно из рис. 5.2.1, практически все океаны являются неблагоприятными для осуществления пилотируемого спуска. Это обусловлено тяжелыми условиями для работы специалистов поисково-спасательной службы. Отличие составляют прибрежные области, однако для общего объема данных исключение этих областей несущественно. Основное условие для работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска – это плавность изменения значения смежных классификаторов районов посадки с некоторым шагом. Шаг изменения классификаторов для алгоритма не критичен, поэтому для уменьшения объема занимаемой электронной картой памяти, для всей акватории Мирового были введены области, содержащие единый классификатор. При этом логика работы алгоритма поиска наиболее безопасной точки прицеливания, предполагающая использование приращение $\lambda^j = 0.1^{\circ}$ по широте и долготе осталась неизменной.

После всех операций по модернизации электронной карты к условиям работы в БЦВМ, удалось существенно сократить объем занимаемой памяти с 3 МБ до 900 КБ. Это позволило отказаться от использования реляционной базы данных и перейти к привычным для бортовых алгоритмов таблицам, объемом порядка 56 КБ, разбитым на 16 суточных витков. Для ускорения поиска информации по таблицам, данные о классификаторах были занесены в строгом соответствии с сортировкой по круговым значениям широт и долгот.

Результаты работы алгоритма выбора наиболее безопасного спуска с использованием электронной карты после модернизации к условиям работы в БЦВМ показаны на рис.5.4.2.

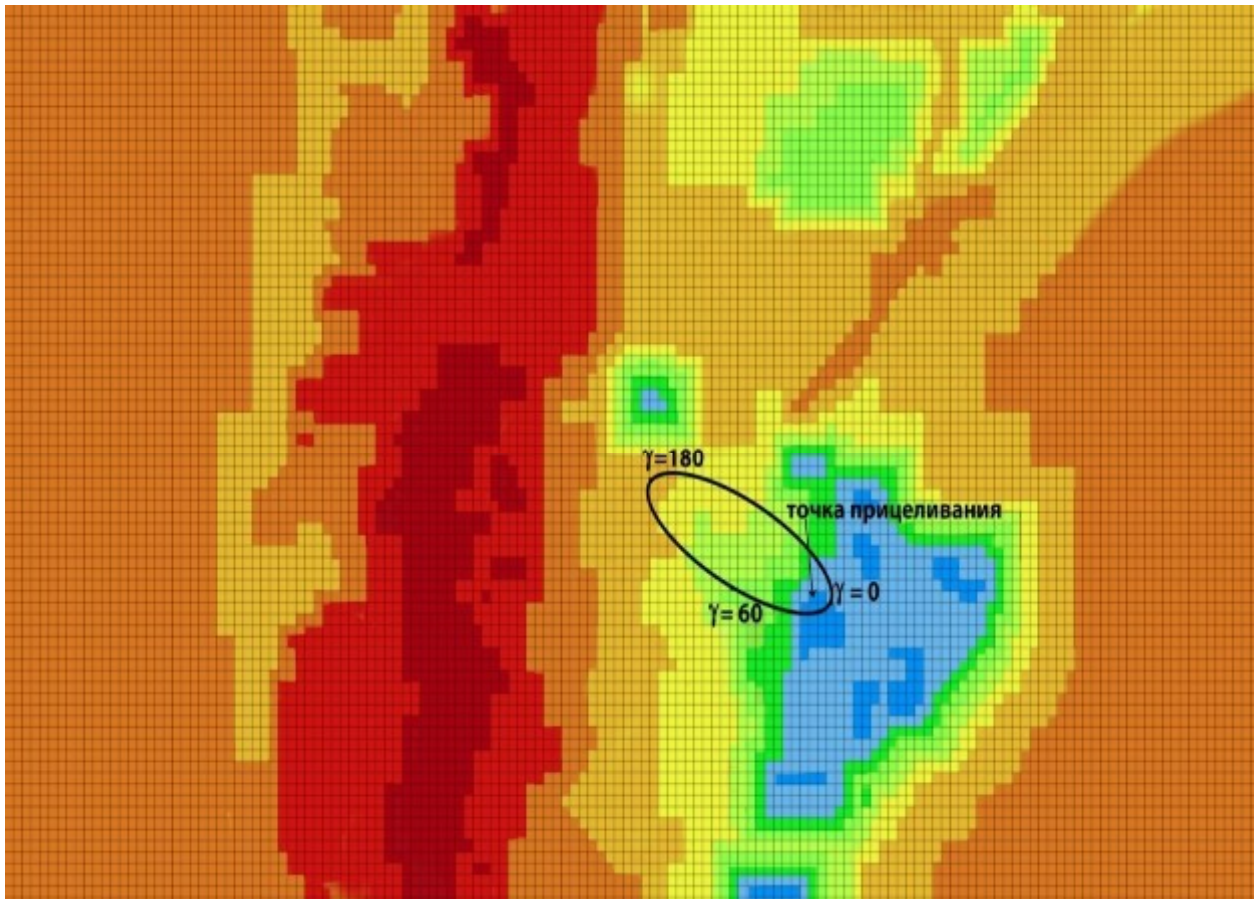


Рис. 5.4.2 Результаты работы алгоритма

Еще одной проблемой при работе алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в оперативном контуре управления, оказалась неопределенность выбора времени включения двигательной установки зависящей от времени возникновения нештатной ситуации. Эта проблема становится актуальной при оперативном обеспечении спуска КА при возникновении нештатной ситуации. На сегодняшний день у экипажа на каждый виток полета имеется информация о временах включения двигательной установки на спуск, в случае необходимости проведения срочного завершения космической экспедиции. Эта информация рассчитывается заранее специалистами службы БНО ЦУП на срок до одной недели. Алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска

подразумевает обеспечение минимально возможного времени между возникновением нештатной ситуации, требующей срочного завершения космической экспедиции и спуском экипажа на Землю. Поэтому в зависимости от текущего положения космического аппарата на орбите у экипажа может быть различный запас времени на проведение всех необходимых подготовительных операций перед включением ДУ на спуск. Таким образом, при оперативном БНО управления полетом у экипажа должна быть постоянно обновляемая информация о возможных вариантах экстренного завершения полета. Для решения этой проблемы был разработан формат оперативного отображения результатов работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска (рис.5.4.3). В его основу была положена идея отображения значения классификатора точки посадки при немедленном включении двигательной установки на спуск. Для удобного восприятия информации, отображается информация только для одного витка полета. Такой формат визуализации результатов работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска подходит как для борта, так и для специалистов службы БНО ЦУП. Для уменьшения затрачиваемых ресурсов на оперативное отображение информации, в основу расчетов данных для предложенного формата положена упрощенная формула первого приближения для решения краевой задачи нахождения времени включения двигательной установки на спуск:

$$\Delta t_{\text{вкл}} = - \frac{R_3 \Delta \lambda \cos^2 \varphi_{\text{пос}}}{V_{\text{нy}} \cos i} \quad (5.4.2),$$

где $\Delta \lambda$ – рассогласование долготы посадки, $V_{\text{нy}}$ – модуль скорости на момент включения двигателя. С помощью этой формулы для текущего витка находятся классификаторы районов посадки для времён выдачи тормозного импульса на данном витке. Таким образом, у экипажа в оперативном порядке появляется возможность оценить располагаемое время между

возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на спуск.

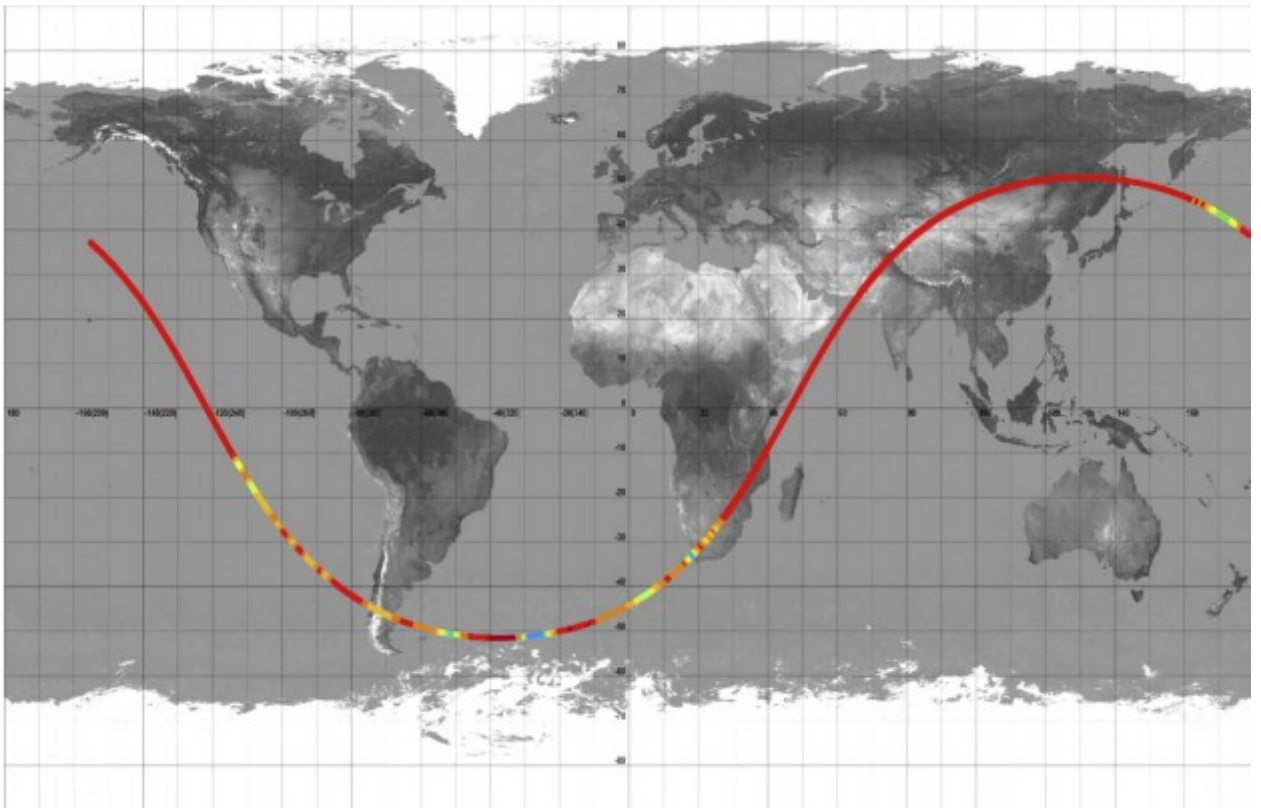


Рис 5.4.3 Формат оперативного отображения

В результате проведенных исследований был модифицирован алгоритм выбора наиболее безопасного варианта спуска перспективного пилотируемого корабля в случае возникновения нештатных ситуаций на любом этапе полета. Было увеличено быстродействие алгоритма до 30%, уменьшен объем занимаемой памяти с 3 МБ до 900 КБ, что позволило отказаться от использования базы данных при оперативных вычислениях. Разработан формат оперативного отображения результатов работы алгоритма, позволяющий экипажу для любого момента полета оценить располагаемое время между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на спуск.

Заключение

В настоящей диссертационной работе поставлена и решена основная научная и практическая задача разработки метода обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого корабля при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета КА, обеспечивающего безопасное возвращение экипажа на Землю за минимальное время между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на торможение.

При этом получены следующие научные результаты.

1. Разработана методика выбора траектории срочного спуска, обеспечивающая приземление экипажа в благоприятном районе на любом этапе орбитального полета.
2. Разработан алгоритм нахождения безопасного варианта спуска с применением современных технологий картографирования для решения задачи баллистического обеспечения срочного спуска пилотируемого КА.
3. Разработан формат оперативного отображения результатов работы алгоритма поиска безопасной траектории срочного спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе орбитального полета.
4. Получен анализ возможностей использования аппаратуры спутниковой навигации применительно к задаче обеспечения спуска на любом этапе полета.
5. На базе полученных результатов разработано программно-математическое обеспечение моделирования расчета безопасного спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе космического полета.

В качестве дальнейших направлений исследования, необходимо рассмотреть вопросы применения разработанного метода обеспечения безопасного спуска в случаях, когда нештатная ситуация влияет на возможности основных систем космического корабля по обеспечении динамики спуска и посадки экипажа на Землю (отказ двигательной установки, непредусмотренные режимы ориентации и стабилизации КА и др.).

Библиографический список

1. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И., Кутоманова Т.В., Алгоритм обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого транспортного корабля при возникновении нештатной ситуации. «Космонавтика и ракетостроение», 2016, № 1(86), с 12-20.
2. Кудрявцев С.И. Комплексный баллистический анализ проблем высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого корабля в атмосфере Земли. «Космонавтика и ракетостроение», 2015, №1, с. 5- 13.
3. Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М. Система управления спуском космического аппарата «Союз ТМА». «Гироскопия и навигация», №3, 2004.
4. Кутоманов А.Ю., База данных возможных районов посадки транспортного пилотируемого корабля. Свидетельство о государственной регистрации базы данных № 2016620145. Правообладатель: Федеральное государственное унитарное предприятие Центральный Научно Исследовательский Институт машиностроения (RU). Заявка № 2015621568, дата поступления 14 декабря 2015 г. Зарегистрировано в реестре баз данных 01 февраля 2016 г.
5. Кутоманов А.Ю., Программа выбора наиболее безопасного варианта спуска. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016611376. Правообладатель: Федеральное государственное унитарное предприятие Центральный Научно Исследовательский Институт машиностроения (RU). Заявка № 2015662197, дата поступления 14 декабря 2015 г. Зарегистрировано в реестре программ для ЭВМ 01 февраля 2016 г.
6. Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975, 399 с.

7. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985.
8. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970.
9. Кудрявцев С.И. Особенности точного наведения пилотируемых космических аппаратов на конечном участке их спуска. ЦНИИмаш, сб. РКТ, сер.IX. вып.1, 1990.
10. Иванов Н.М., Кудрявцев С.И. Информативный алгоритм терминального управления спуском в атмосфере Земли летательных аппаратов с малым аэродинамическим качеством. «Космические исследования», т.ХХVI, вып.4, 1988.
11. Коросташевский Г.Н., Иванов Н.М., Ногов О.А. Об алгоритмах радионаведения в применении к управлению спуском в атмосфере Земли космических аппаратов. «Космические исследования», т.ХI, вып.1, 1973.
12. Кудрявцев С.И. и др. Синтез алгоритма радиоуправления СА в атмосфере Земли. ЦНИИмаш, сб. РКТ, сер.IX. вып.4, 1986.
13. Кудрявцев С.И. Алгоритмы оперативного контроля и управления движением КА на конечном участке спуска по внешнетраекторной информации: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.09. М., 1988 145 с.
14. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Результаты анализа реальной работоспособности АСН по информации от различных КА применительно к разработке системы высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого космического корабля. «Космонавтика и ракетостроение», №4, 2015 с.142-147.
15. Особенности баллистико-навигационного обеспечения управления орбитальным комплексом «Мир» на этапе завершения его полета. Н.А. Анфимов и др. «Космонавтика и ракетостроение», 2001, Т25, с. 11- 32.
16. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. Изд. 2-е, перераб. и доп. М. Дрофа, 2004.

17. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990.
18. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников земли. М.: Наука, 1965.
19. Колегов Г.А. Избранные разделы космической баллистики искусственных спутников Земли. ЦНИИмаш 2007.
20. Лысенко Л.Н., В.В. Бетанов, Ф.В. Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. МГТУ им. Баумана, 2014.
21. Бордовицина Т.В., Современные численные методы в задачах небесной механики, - М, Наука, 1984.
22. Дудар Э.Н., Ярошевский В.А. Управление боковым траекторным движением космического аппарата в атмосфере. Космические исследования, т. XXII, вып.2, 1984.
23. Иващенко Н.Н. Автоматическое регулирование. Теория и элементы систем. М.: Машиностроение, 1978.
24. Кутоманов А.Ю. Оптимизация алгоритмов организации баллистико-навигационного обеспечения в условиях управления большим количеством космических аппаратов. «Вестник Московского государственного университета леса - Лесной вестник». - 2015. - №3.- с. 118-125.
25. Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Автоматизированный комплекс программ расчёта спусков кораблей «Союз ТМ» и «Прогресс М». ЦНИИмаш, сб. РКТ, сер. IX, вып. 2, 1991.
26. Johnson M. Hart Data Processing: Parallelism and Performance. MSDN Magazine. 2011. №1.
27. Dan Lichen, Dzhad Khol Optimization of managed code for multicore computers. MSDN Magazine. 2007. №10.
28. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Применение аппаратуры спутниковой навигации при решении задачи точной посадки космического

- аппарата на Землю. Материалы XLIX научных чтений памяти К.Э. Циолковского, Калуга, 2015, с. 84 - 85.
29. Лысенко Л.Н., Панкратов И.А. Основы спутниковой навигации. М. : Воениздат.
30. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. ЭКО-ТРЕНДЗ, Москва 2000.
31. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. Издательство Московского Университета, 1975.
32. Эксперименты с вращательным движением космических кораблей «Прогресс» М.Ю.Беляев и др. Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2014. № 4. 39 с. Электронный ресурс: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-4>.
33. Михайлов М.В., Ларьков И.И. Решение задачи относительной навигации по измерениям глобальной спутниковой навигационной системы при сближении космических аппаратов. Труды МФТИ, Т. 3, № 3, 2011 с. 79-97.
34. Михайлов М.В. Система спутниковой навигации МКС. Функциональное назначение и прикладные эксперименты. «Космонавтика и ракетостроение». ЦНИИмаш Т.3, вып. 48, 2007, с. 135-147.
35. Микрин Е.А., Михайлов М.В. Эксплуатация АСН-М МКС, ее характеристики и возможности. перспективы использования АСН на КА «Союз» и «Прогресс». Сб. трудов XVI – й С.-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
36. John Carl Adams Robust GPS ATTITUDE DETERMINATION FOR SPACECRAFT. A dissertation for the degree of doctor of philosophy, 1999.
37. Карутин С.Н., Власов И.Б., Дворкин В.В. Дифференциальная коррекция и мониторинг глобальных навигационных спутниковых систем. Издательство Московского Университета, 2014.
38. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Семенов А.С., Краснопольский И.А. Метод повышения точности и «времени жизни»

эфемерид ГЛОНАСС и GPS. Сб. трудов XIX-й С.-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам ЦНИИ «Электроприбор», 2012.

39. Безменов А.Е., Алексащенко В.А. Радиофизические и газодинамические проблемы прохождения атмосферы. М.: Машиностроение, 1982.

40. Соловьев В.А., Любинский В.Е., Жук Е.И. Текущее состояние и перспективы развития системы управления полетами космических аппаратов. Пилотируемые полеты в космос, №1(3), 2012 с. 5 - 16.

41. Соловьёв В.А. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.

42. Кравец В.Г. Автоматизированные системы управления космическими полетами. – М.: Машиностроение, 1995.

43. Kutomanov A. Yu., Kudriavtsev S.I, Kulyuka Yu. F. Flight dynamic's aspects of the communication satellite Express-AM4 flight termination from off-nominal orbit. Collection of 23 ISFDS articles. Электронный ресурс: http://issfd.org/ISSFD_2012/ISSFD23_CRSD2_2.pdf

44. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Баллистико-навигационное обеспечение спуска и безопасность завершающего этапа пилотируемых космических полетов. Сборник статей III научно-технической конференции центра управления полетами, ЦНИИмаш, с. 117-122.

45. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Завершение функционирования телекоммуникационного КА «Экспресс-АМ4». Работы ЦУП ЦНИИмаш по баллистическому проектированию схем полета и оперативному обеспечению спуска КА с нештатной орбиты ИСЗ. Труды 3-й научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ФГУП «КБ Арсенал» с. 199 -200.

46. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Вопросы использования в оперативном контуре управления перспективного алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной

ситуации. Сборник тезисов XL Академических чтений по космонавтике, МГТУ им. Н.Э. Баумана, с. 249 -250.

47. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Метод и алгоритм оптимизации участка торможения при сходе с орбиты автоматических КА с низкой тяговооруженностью. «Космонавтика и ракетостроение», 2016, № 1(86), с 27-34.

48. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Использование в оперативном контуре управления космическим аппаратом перспективного алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации. «Инженерный журнал: наука и инновации», №2(50)/ 2016. Электронный ресурс: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1467.html>