

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

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва, 2016 г.

Работа выполнена на кафедре «Системный анализ и управление» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт».

Научный руководитель: **Почукаев Владимир Николаевич** – д.т.н., профессор.

Официальные оппоненты: **Казаковцев Виктор Поликарпович** – д.т.н., профессор, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Дишель Виктор Давидович – д.т.н., начальник отдела ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина».

Ведущая организация: Открытое акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П.Королева»

141070, г. Королёв, Московская обл., ул. Ленина, д. 4А

Защита состоится « 6 » октября 2016 г. в 13:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А- 80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

http://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=69239

Автореферат разослан « » 2016 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим высылать по адресу: 125993, г. Москва, ГСП-3, А-80, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь диссертационного совета

Д 212.125.12, к.т.н.

 А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

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 изучена и 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. На сегодняшний день режимы проведения срочного спуска устроены таким образом, что у экипажа существует возможность безопасного возвращения на Землю только один раз за виток ($T_{op} = 1.5$ часа) в заранее определенной точке трассы. Но существуют такие нештатные ситуации, при которых отсутствует время на ожидание достижения КА данной точки (пожар, разгерметизация отсеков и т.д.). Тем более что в настоящее время стремительно увеличивается техногенная засоренность околоземного космического пространства объектами космического мусора, 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.

Таким образом, можно сделать вывод, что на сегодняшний день не существует возможности выбрать безопасный вариант спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета. Однако

современное развитие космической техники позволяет решить данную задачу. Сейчас существуют достаточно мощные бортовые вычислительные машины, позволяющие иметь на борту информацию обо всех возможных районах посадки виде электронной карты. Вместе с этим использование глобальных навигационных систем, таких как ГЛОНАСС и GPS позволяет значительно увеличить точность работы системы управления спуском (СУС) для обеспечения приведения возвращаемого аппарата (ВА) в полигоны посадки размером не больше 5 км, тем самым можно существенно расширить число приемлемых по безопасности для пилотируемого спуска районов посадки. Таким образом, в случае возникновения нештатной ситуации появляется возможность обеспечить безопасное завершение космической экспедиции гораздо больше, чем один раз за виток.

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

Объектом исследования

Методы и средства, обеспечивающие возможность безопасного спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета.

Предмет исследования

Метод поиска прицельной точки посадки 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 системы управления спуском 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 хорошо 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 безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета за минимальное время на ожидание включения двигательной установки на торможение и формулировке на его основе единого подхода к расчету спуска при возникновении любых нештатных ситуаций. Разработана электронная карта возможных районов посадки транспортного пилотируемого корабля с соответствующей базой данных. Разработано программное обеспечение на языке программирования C++/C#, обладающее высокой степенью

автоматизации процесса поиска наиболее безопасного варианта спуска. В работе получен ряд решений, позволяющих использовать разработанный метод нахождения наиболее безопасного варианта спуска на борту перспективного пилотируемого корабля нового поколения и в оперативном контуре управления полетом.

Внедрение результатов диссертационной работы

Результаты работы использовались в ОКР «Центр», ОКР «Лаплас – П», НИР «Магистраль» (Устойчивость-КМ) и в учебном процессе кафедры «Системный анализ и управление». Получены материалы о внедрении результатов во ФГУП ЦНИИмаш и в МАИ на кафедре 604 «Системный анализ и управление».

Апробация работы

Основные результаты содержатся в 5-ти научных работах, опубликованных в научных журналах, входящих в перечень рецензируемых научных изданий ВАК, 2-х свидетельствах на объект интеллектуальной собственности, 1 монографии и в сборниках трудов 5 конференций.

Результаты работы докладывались и получили одобрение на отечественных и международных научно-технических конференциях: International space flight dynamic symposium (г. Пасадена, США, 2011), 3-я ежегодная конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш (г. Королев, 2012), 4-я ежегодная конференция молодых ученых и специалистов ЦУП ЦНИИмаш (г. Королев, 2013), XLIX научные чтения памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга, 2014), 1-st IAA CubeSat workshop (г. Бразилиа, Бразилия, 2014), Конференция молодых ученых и специалистов ФГУП ЦНИИмаш (г. Королев, 2015), 4-st Planetary defense conference (г.Фраскати, Италия, 2015), XX Международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация» (г.Евпатория 2015), XL Академические чтения по космонавтике (г. Москва 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.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка использованных источников. Работа изложена на 134 страницах машинописного текста, включая 4 таблицы, 42 формулы и 44 рисунка. Список литературы состоит из 47 наименования.

Основные научные положения, выносимые на защиту.

1. Методика выбора траектории срочного спуска, обеспечивающая приземление экипажа в благоприятном районе посадки 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.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Введение посвящено обоснованию актуальности и новизны задачи разработки метода обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого корабля на любом этапе полета за минимальное время между возникновением нештатной ситуации и включением двигательной установки на торможение.

В **первой главе** рассматривается современное состояние исследований вопросов обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатной ситуации. Описываются все этапы развития СУС применительно к задаче обеспечения безопасного спуска. Рассматривается оценка предельно достижимой точности работы СУС современных ТПК «Союз ТМА-М». Приводятся условия обеспечения безопасности пилотируемого спуска, а именно:

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

Основным критерием, определяющим выполнение всех перечисленных условий обеспечения безопасного спуска, является существенное расширение количества приемлемых по безопасности проведения пилотируемого спуска районов посадки, что в свою очередь позволяет сократить интервал времени между принятием решения о спуске и включением ДУ на торможение. Это становится возможным благодаря увеличению точности обеспечения посадки перспективного пилотируемого корабля, которая складывается из точности работы СУС и прогноза ветровой обстановки при движении на парашюте на заключительном этапе спуска.

В данной главе приводится постановка задачи исследования - решение задачи обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатной

ситуации на любом этапе полета за минимальное время между возникновением нештатной ситуации и посадкой ВА на Землю. Эта задача может быть декомпозирована на две наиболее крупные составляющие, которые также состоят из нескольких подзадач:

1. Синтез алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска.

1.1 Разработка электронной карты достижимых районов посадки для любого времени возникновения нештатной ситуации.

1.2 Реализация требований по использованию разработанного алгоритма применительно к эксплуатации в оперативном контуре БНО управления полетом.

2. Исследование вопросов увеличения точности СУС.

2.1. Исследование возможности гарантированной доступности высокоточных навигационных измерений для любого времени полета и этапа спуска.

2.2. Исследование особенностей работы АСН на всех этапах подготовки и проведения спуска.

Для каждой из представленных задач в данной главе приводится математическая формулировка.

Вторая глава посвящена практическим аспектам совершенствования применяемых технологий обеспечения безопасного спуска. Приводятся основные требования к электронной карте при работе в составе алгоритма нахождения точки прицеливания при возникновении нештатной ситуации. Формулируются основные требования к использованию метода обеспечения безопасного спуска перспективного пилотируемого корабля в случае возникновения нештатной ситуации в оперативном контуре управления полетом. Для каждого из этапов спуска формулируются основные задачи использования аппаратуры спутниковой навигации (АСН) при решении задачи

обеспечения заявленной точности работы СУС перспективного пилотируемого КА.

В третьей главе приводятся математические модели, используемые при решении задач безопасного обеспечения спуска перспективного пилотируемого КА. Для этого моделировалось движение ВА при управляемом спуске:

$$\dot{\bar{x}}(t) = F[\bar{x}(t), \bar{u}(t)]; \quad (1)$$

где F – нелинейная вектор-функция, $\bar{x}(t)$ – координаты и компоненты вектора скорости центра масс ВА в Гринвичской системе координат (ГСК)

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

$\bar{u}(t)$ – вектор управляющих параметров (для ВА скользящего типа управляющим параметром является угол скоростного крена γ).

В процессе моделирования управляемого спуска решалась задача поиска приемлемой по безопасности траектории спуска. Эту задачу можно разделить на две подзадачи:

- поиска прицельной точки посадки, удовлетворяющей условию

$$\bar{\xi}_{np} = f_2(\bar{x}(t), k); \quad (2)$$

где $\bar{x}(t)$ – текущий вектор состояния центра масс ВА (компоненты векторов положения и скорости), k – минимально допустимое значение классификатора оценки безопасности района посадки;

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

$$t_{вкл} = f_2(t, \bar{x}, \bar{\xi}_{np}) : \bar{u}(t) = \gamma_{ном}(t); \quad (3)$$

Кроме того в данной главе приводится краткое описание ПМО моделирования расчета безопасного варианта спуска при возникновении нештатной ситуации на любом этапе полета.

Четвертая глава посвящена исследованию особенностей применения АСН на всех этапах подготовки и проведения пилотируемого спуска. Работа АСН на орбитальных участках полета КА в настоящее время хорошо изучена и отработана на множестве действующих аппаратов, поэтому основные вопросы исследования работы АСН касались обеспечения высокоточной навигацией при движении в атмосфере. Движение ВА на атмосферном участке спуска сопровождается следующими особенностями, влияющими на работу АСН:

- возможное наличие перерыва в радиосвязи при прохождении участка экранирования ВА плазмой;
- наличие значительных угловых скоростей движения ВА вокруг центра масс;
- скоротечность атмосферного участка спуска.

Результаты численного моделирования условий прохождения радиосигнала через плазменную оболочку (4)

$$N_e < N_{eKP}; \quad (4)$$

где N_e - концентрация свободных электронов плазменной оболочки в направлении приёма сигнала. Показали, 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. При этом запас времени на управление ВА для компенсации ошибок, накопленных на предыдущих этапах спуска, после восстановления радиосвязи с навигационными спутниками на высоте 48 км составляет порядка 10 минут. Следовательно, время на получение высокоточной навигационной информации после восстановления радиосвязи со спутниками ГНСС сильно ограничено. Для обеспечения высокоточного спуска при условии использования

комбинированной СУС (БИНС + АСН), после возобновления радиосвязи с навигационными спутниками навигационные данные, необходимые для компенсации ошибок БИНС должны быть получены в течение 1 минуты.

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 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.

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. Результаты решения такой задачи (рис.1) показали, что при введении ограничения по углу места γ ($30^\circ \leq \gamma \leq 150^\circ$) на выбор созвездия навигационных спутников (ограничение на информативность созвездия), можно гарантировать неизменность состава спутников навигационного созвездия после выхода ВА из участка экранирования плазмой на каждом витке полета.

Результаты моделирования комбинированной СУС перспективного пилотируемого корабля показали, что для обеспечения приведения ВА в точку ввода парашютной системы с точностью не хуже 1 км, необходимо обеспечить определение текущего вектора состояния ВА с точностью порядка 100 м по положению и 1м/с по скорости. Задача оценки качества навигационной информации, получаемой от АСН применительно к обеспечению высокоточного спуска перспективного пилотируемого КА решалась путем анализа данных АСН, полученных у действующих КА при наличии угловых скоростей.

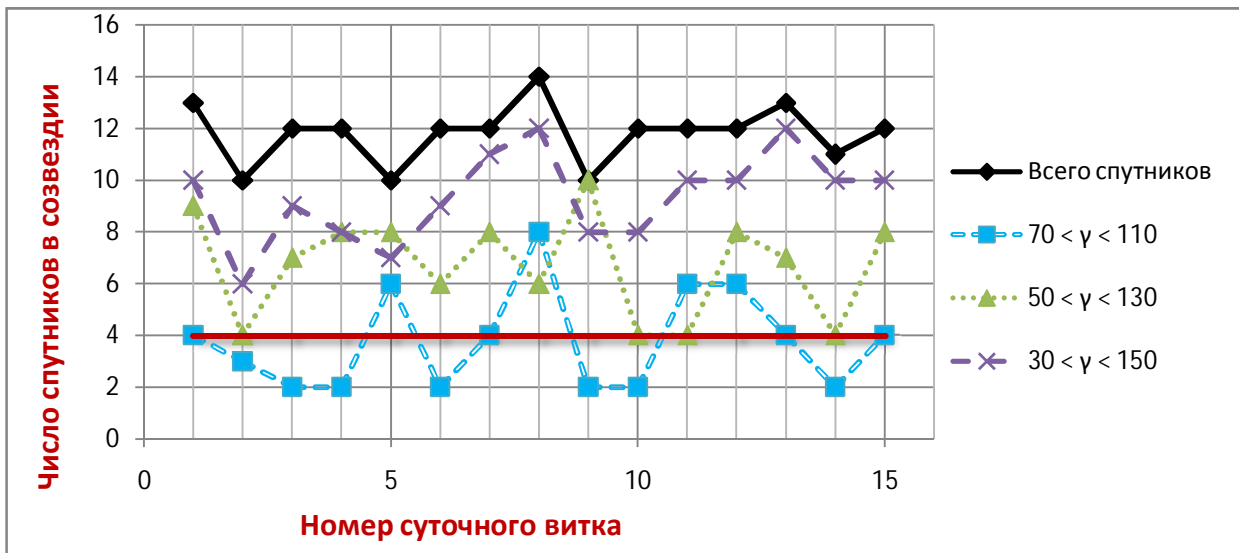


Рис. 1 Число спутников при ограничении на информативность созвездия

Для оценки точности навигационной информации, а также фильтрации аномальных участков работы АСН была предложена методика аппроксимации навигационных данных полиномами различного порядка (5)

$$y(x) = \sum_{j=0}^n (a_j x^j); \quad (5)$$

где n – порядок аппроксимирующего полинома, с последующим нахождением разности между реальной информацией и полученной после аппроксимации (6).

$$\sum_{j=0}^m (y(x_j) - z(x_j))^2 = \min; \quad (6)$$

где m – число заданных точек $z(x_i)$, $i = 1, \dots, m$, причем $m > n + 1$

В качестве исходных данных для численного эксперимента использовались навигационные данные, полученные при полете КА в режиме ориентации на Солнце. Начальные условия движения в этом режиме – закрутка корабля с угловой скоростью 2.2 град/с вокруг направленной на Солнце нормали к плоскости солнечных батарей. Результаты решения задачи определения точности навигационной информации представлены на рис. 2.

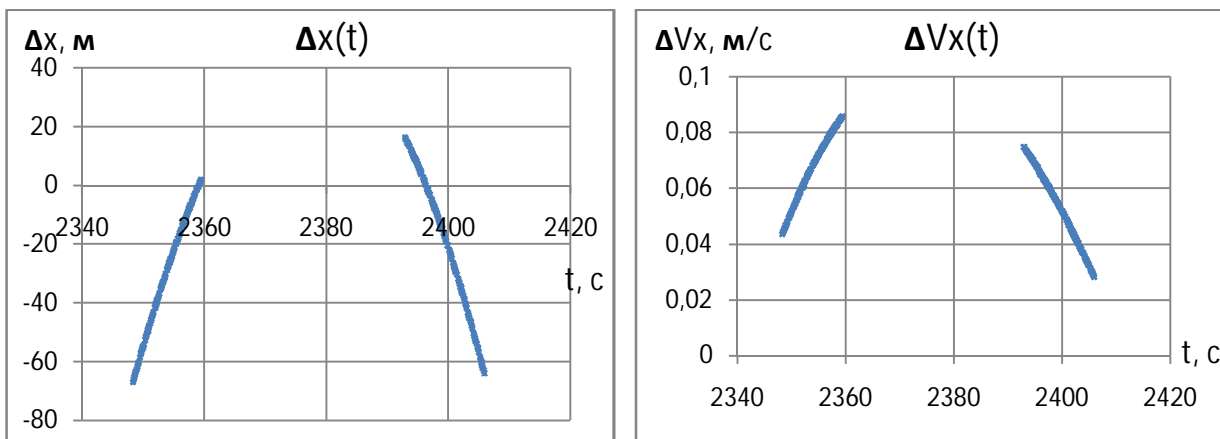


Рис. 2 Оценка точности определения координат и скоростей от АСН.

Графики оценки точности определения остальных составляющих вектора состояния КА ($\Delta y(t)$, $\Delta z(t)$, $\Delta V_y(t)$ и $\Delta V_z(t)$) аналогичны представленным. Анализ работы АСН в режиме ориентации на Солнце показал, что точность информации о текущем положении КА составила порядка 60-70 м, скорость движения центра масс определялась с точностью порядка 15-20 см/с. Отсюда можно сделать вывод, что существующую АСН можно использовать для обеспечения высокоточного спуска.

В **пятой главе** описывается метод обеспечения безопасного спуска при возникновении нештатных ситуаций на любом этапе полета. Основной составляющей которого, является электронная карта всех достижимых районов посадки. В данной главе рассматриваются общие принципы построения

электронной карты для алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска за минимальное время между возникновением нештатной ситуацией и возвращением экипажа на Землю. 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 выбирались исходя из требований по безопасности районов посадки для пилотируемого спуска, а именно: общий характер местности, плотность населения, величина углов уклона к местной горизонтали, наличие сплошных лесных массивов не допускается, тип грунта по составу, наличие рек, озер, прудов, наличие ЛЭП и др. Исходя из этих требований, были проклассифицированы все достижимые районы посадки для наклонения $i \approx 52^\circ$ (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.

При составлении электронной карты (рис. 3) использовались общеземная, политическая, климатическая карты, а также карта плотности населения. Кроме того, использовались снимки КА дистанционного зондирования Земли. Это обусловлено тем, что по отдельности ни одна из вышеперечисленных карт не обладает информацией обо всех рассматриваемых критериях, предъявляемых к районам посадки пилотируемых КА.

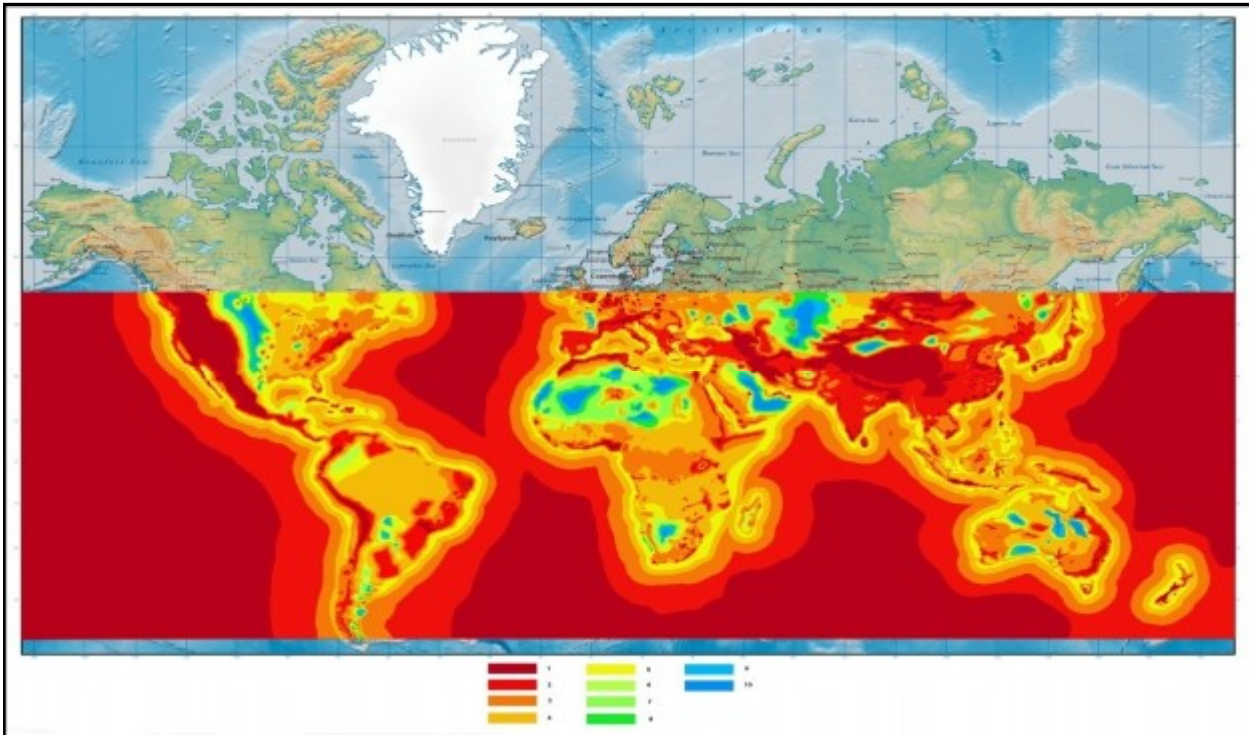


Рис.3 Визуальное представление электронной карты

Следующим вопросом при построении электронной карты был выбор шага изменения классификаторов района посадки, зависящий от точности приведения перспективного КА в точку посадки. 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. 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, следовательно, возможность оперативного получения ветрового прогноза для выбранной точки посадки отсутствует. Таким образом, при выборе шага изменения классификатора районов посадки было принято допущение, что суммарная область рассеивания точек посадки ПТК НП при возникновении нештатной ситуации будет составлять порядка 10

км. Для упрощения поиска нужной информации в электронной карте, шаг изменения классификаторов районов посадки для широты и долготы составил $0,1^\circ$.

Кроме того, в главе приводится описание работы алгоритма выбора наиболее безопасного варианта спуска в зависимости от запаса времени перед включением двигательной установки на спуск. Основная задача такого алгоритма – обеспечить гарантированное возвращение экипажа на Землю с минимальным ущербом здоровью и за минимально возможное время между возникновением нештатной ситуации и посадкой на Землю. Располагаемое время безопасного существования на орбите зависит типа нештатной ситуации и времени необходимом на проведение регламентных операций по подготовке корабля к спуску, а именно:

- закрытие переходного люка, одевание скафандров, проверка герметичности люков и всех служебных систем КА;
- выбору наиболее безопасного варианта спуска;
- расстыковку и увод корабля от станции (в случае движения КА в составе орбитальной станции);
- построение ориентации;
- ожидание времени включения ДУ на торможение.

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 заданного значения дискретной функции $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$, определяющей безопасность выбранной прицельной точки;
- расчета параметров номинальной попадающей траектории в выбранную точку.

Схематично алгоритм поиска прицельной точки при возникновении нештатной ситуации представлен на рис. 4.

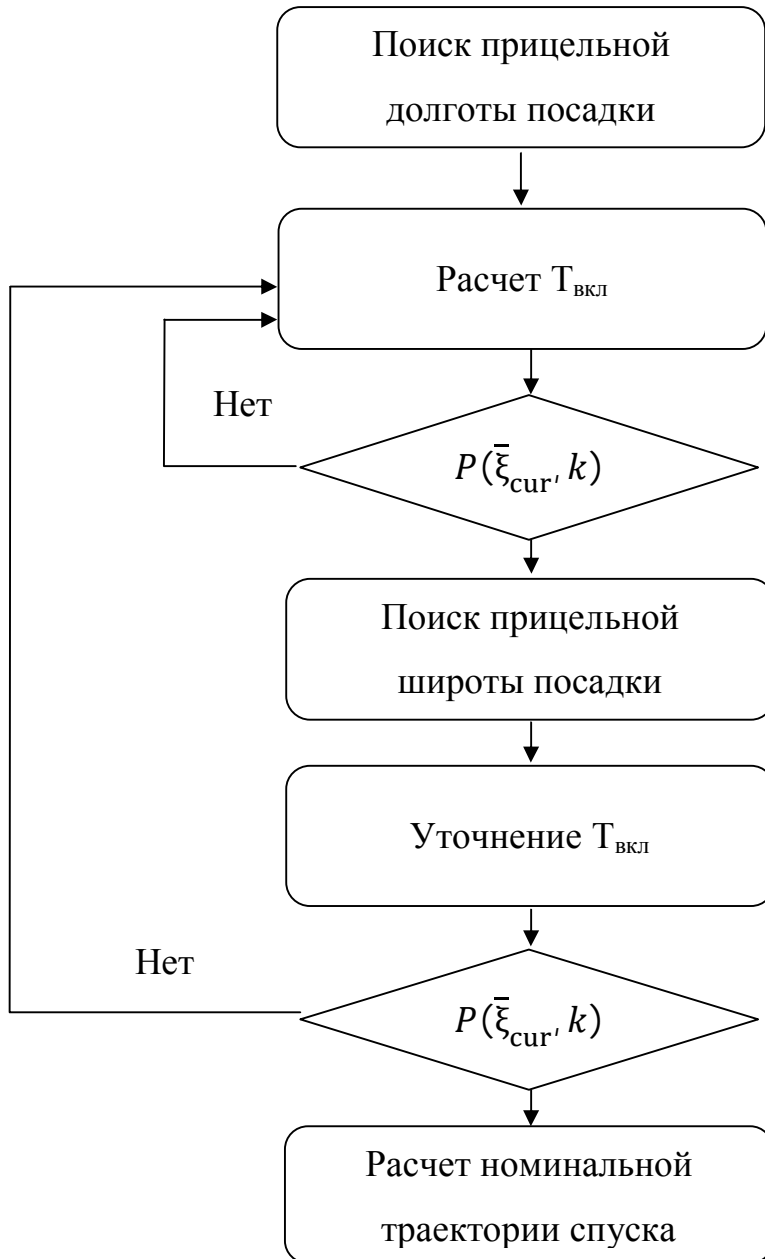


Рис.4 Алгоритм поиска прицельной точки

Задача поиска прицельной долготы посадки решается с помощью принятого допущения, что маневренных возможностей ПТК НП хватает только для осуществления спуска в пределах трассы полета, т.е. для первого приближения достаточно решить задачу поиска приемлемой долготы с помощью прогнозирования движения центра масс КА с использованием модели

движения для пассивного участка полета. Затем решается краевая задача поиска времени включения ДУ, обеспечивающего попадание ВА в выбранную долготу. Задача поиска прицельной широты точки посадки разбивается на две подзадачи:

- построение зоны маневра для выбранного времени включения;
- поиск приемлемой по безопасности точку прицеливания внутри зоны маневра.

При решении задачи поиска прицельной широты точки посадки, зона маневра строится только один раз на высоте начала терминального наведения. Это обусловлено тем, что для оценки все достижимых точек посадки для выбранного времени включения ДУ необходимо построение границ максимальной зоны маневра, что соответствует высотам $\approx 45 - 48$ км. После определения формы и расположения зоны маневра U , необходимо определить координаты прицельной точки посадки. Успешное решение всех предшествующих задач гарантирует, что искомая прицельная точка находится внутри максимальной зоны маневра, поэтому для оптимизации 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 \bar{x}^* который обеспечивает максимизацию целевой дискретной функции $P(\bar{\xi}_{cur}, k)$ в ограниченных пределах зоны маневра ВА – U

$$\bar{x}^* = \arg \max P(\bar{\xi}_{cur}, k) : \varphi, \lambda \in U, (7)$$

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 ограничению по безопасности района посадки k . Исходя из того, что решение задачи (7) гарантированно 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

$$\overrightarrow{p^{[j+1]}} = \overrightarrow{p^{[j]}} - \lambda^j \nabla\Phi(\overrightarrow{p^{[j]}}), (8)$$

где λ^j - шаг изменения аргумента, равный шагу изменения классификатора районов посадки в электронной карте. Таким образом, итерационный процесс организован путем последовательного изменения значений широты и долготы искомой точки до тех пор, пока не будет выполнено условие (7) (рис. 5).

После этого рассчитываются параметры номинальной траектории спуска (9) обеспечивающей приведение ВА в выбранную безопасную прицельную точку, которые будут являться исходными данными для алгоритмов наведения СУС перспективного пилотируемого корабля.

$$T_{вкл}, \varphi_{пр}, \lambda_{пр}, \bar{W}(t), \bar{Y}_{ном}(t), (9)$$

где $T_{вкл}$ - время включения ДУ на торможение, $\varphi_{пр}, \lambda_{пр}$ - координаты безопасного района посадки, $\bar{W}(t)$ - зависимость кажущейся скорости от времени, $\bar{Y}_{ном}(t)$ - номинальный закон управления.

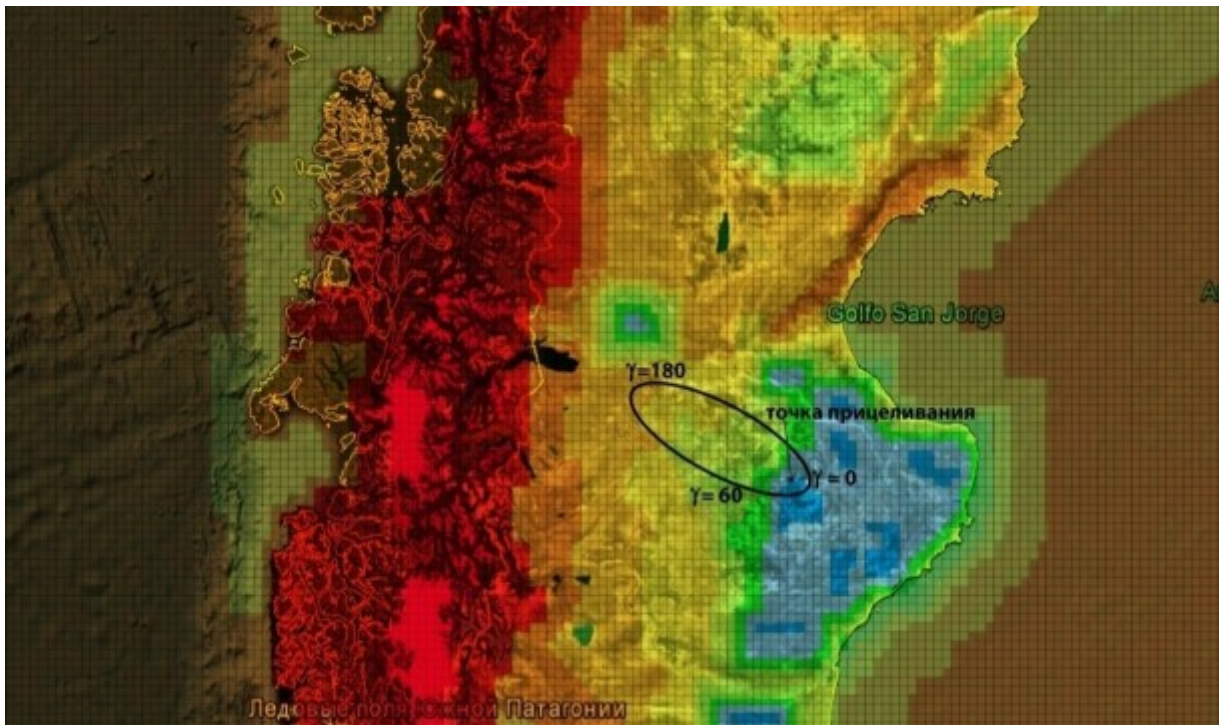


Рис. 5 Результаты работы алгоритма выбора безопасной точки прицеливания

Также в главе рассматриваются вопросы использования разработанного метода обеспечения безопасного спуска применительно к работе в оперативном контуре управления и на борту перспективного КА. В частности, для решения задачи оперативного информирования экипажа о результатах решения задачи выбора прицельной точки посадки, определяющих запас времени до включения ДУ на торможение, был разработан формат оперативного отображения результатов работы алгоритма в зависимости от текущего положения КА (рис. б). В его основу положена упрощенная формула первого приближения для решения краевой задачи нахождения времени включения двигательной установки на спуск:

$$\Delta t_{\text{вкл}} = - \frac{R_3 \Delta \lambda \cos^2 \varphi_{\text{пос}}}{V_{\text{ну}} \cos i} ; \quad (10)$$

где $\Delta \lambda$ – рассогласование долготы посадки, $V_{\text{ну}}$ – модуль скорости на момент включения двигателя. С помощью этой формулы для текущего витка находятся классификаторы районов посадки для времён выдачи тормозного импульса (выделены различными цветами).

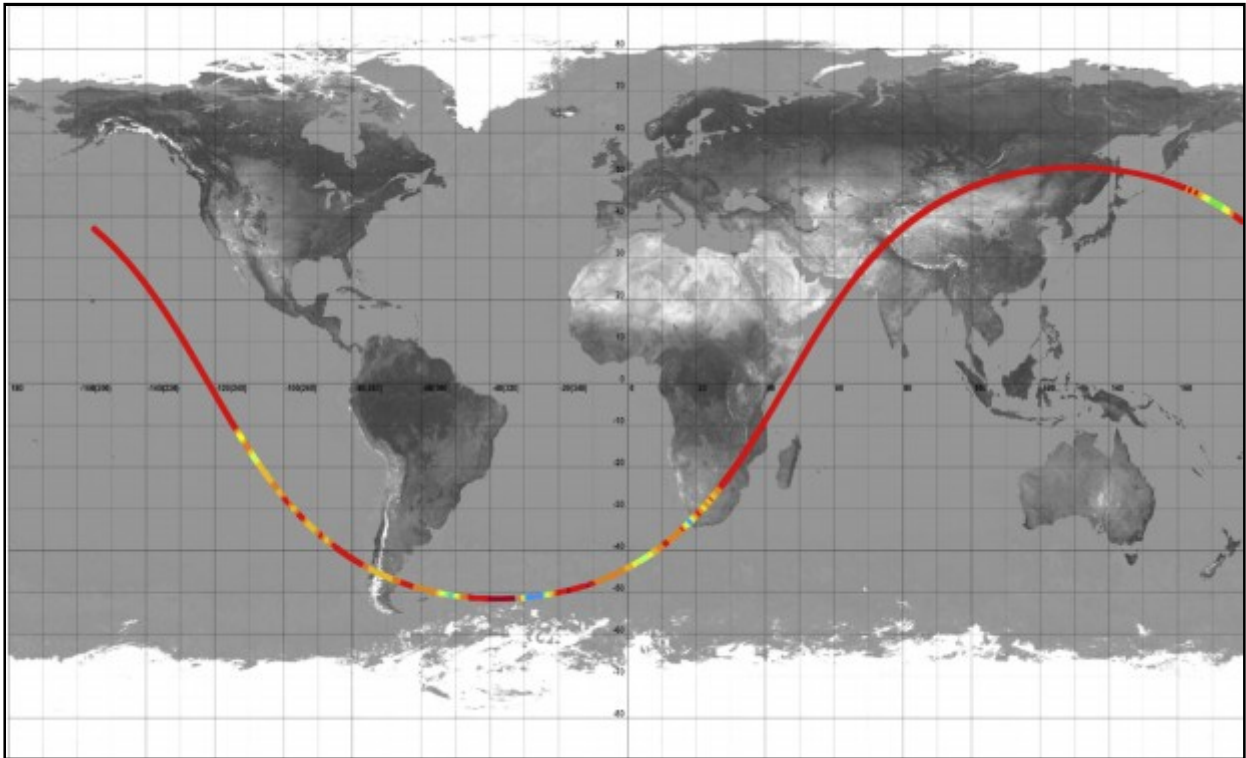


Рис 8. Формат оперативного отображения

Выводы

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.

Список работ, опубликованных автором по теме диссертации

Статьи в журналах перечня ВАК

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. 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.
3. 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 (83), 2015 с.142-147.
4. 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.
5. 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/arse/adb/1467.html>

Монография

6. Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором. /под ред. Ю.Н.Макарова – ЦНИИмаш, 2015. – 244с.

Свидетельства о государственной регистрации объектов интеллектуальной собственности

7. 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.

8. 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.

Другие публикации

9. 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.

10. 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

11. 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.

12. 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.

13. 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.