

На правах рукописи



Ковалева Марина Владимировна

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ ТРАЕКТОРНЫХ
ИЗМЕРЕНИЙ И МЕТОДИК ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГАРАНТИРОВАННОЙ
ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Специальность 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов (технические науки)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва, 2026

Работа выполнена в Федеральном государственном автономном образовательном учреждении «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель **Матюшин Максим Михайлович**, доктор технических наук, первый заместитель генерального директора – начальник ЦУП, акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», профессор кафедры «Системный анализ и управление», федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (Московский авиационный институт, МАИ)

Официальные оппоненты **Назаров Анатолий Егорович**, доктор технических наук, заместитель начальника отдела, акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»

Тунгушпаев Альберт Толевжанович, доктор технических наук, старший научный сотрудник, акционерное общество «Научно-производственный комплекс «Системы прецизионного приборостроения»
Ведущая организация Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Защита состоится «18» июня 2026 г. в 16:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=187843

Автореферат разослан « » _____ 2026 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел подготовки кадров высшей квалификации МАИ.

Учёный секретарь диссертационного совета 24.2.327.03,

Доктор технических наук, доцент

Старков Александр Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации. Основная задача оперативного баллистико-навигационного обеспечения (БНО) заключается в приведении космического аппарата (КА) в заданное время в расчётную точку космического пространства (КП). Выполнение данной задачи позволяет космическому аппарату выполнять свою целевую задачу, а наземным пунктам управления осуществлять связь с КА для передачи команд, получения телеметрической и целевой информации с борта КА и проведения измерений текущих навигационных параметров орбиты (ИТНП).

В настоящее время в околоземном космическом пространстве (ОКП) и дальнем космосе наблюдается большое количество объектов искусственного происхождения. В их числе не только космические аппараты, но и неуправляемые космические объекты (КО), их фрагменты, ступени ракет, оставшиеся после запусков.

Число стран, обладающих собственными КА и орбитальными группировками, постоянно растёт. Отсутствие средств ремонта или увода с орбиты вышедших из строя аппаратов и их фрагментов, вследствие возникновения сближений и соударений приводит к лавинообразному росту неуправляемых объектов искусственного происхождения на орбитах, не только ОКП, но и окрестностей Луны. Таким образом, на сегодняшний день одной из наиболее актуальных проблем освоения космоса является засорённость ОКП объектами космического мусора.

Для получения требуемой точности определения и оценки безопасности траектории движения КА необходимо знать диапазон возможных погрешностей работы навигационных приборов. Для КА, функционирующих на разных орбитах, эти диапазоны будут отличаться. Необходимо определить границы коридоров, в которые гарантированно попадают отклонения параметров орбиты под действием внешних сил, действующих на КА, с учётом ошибок их моделирования. Наборы таких сил будут зависеть от классов орбит в ОКП и дальнем космосе. Кроме того, необходимо оценить степень риска столкновения в моменты сближения КА с неуправляемыми космическими объектами, а также в условиях управления КА в составе многоспутниковой ОГ. На сегодняшний день наблюдается тенденция активного роста количества КА в космосе, в то время как число наземных измерительных средств увеличивается намного медленнее.

Перечисленные выше проблемы можно частично решить за счёт повышения требований к качеству обработки получаемых траекторных измерений (ТРИ) и оптимизации стратегии получения и обработки навигационных измерений.

Так, повышение точности навигационных измерений заставляет пересмотреть программно-алгоритмический аппарат, применяемый в работе с внешнетраекторными измерениями, и сами математические методы обработки измерений текущих навигационных параметров (ИТНП).

Степень разработанности темы исследования. Вопросы разработки методик оценивания точности определения и прогнозирования орбиты КА и неуправляемых космических объектов посвящены работы таких учёных как:

Б.Ц. Бахшиян, П.Е. Эльясберг, Р.Р. Назиров, А.А. Суханов (ИКИ РАН); Н.М. Иванов, В.П. Павлов, Ю.Ф. Колюка (АО «ЦНИИмаш»), Э.Л. Аким, Т.М. Энеев, М.Л. Лидов, А.Г. Тучин («ИПМ им. М.В. Келдыша РАН»), З.Н. Хуторовский (ПАО «МАК «Вымпел»), А.И. Назаренко и др.

Методика применения математического моделирования в задачах БНО управления полётами КА подробно описана в работах таких учёных как: В.Н. Почукаев, Н.М. Иванов, Г.А. Колегов, М.М. Матюшин, Т.И. Афанасьева, С.И. Кудрявцев, Е.К. Мельников, Н.Л. Соколов (АО «ЦНИИмаш»); Д.Е. Охоцимский, В.В. Ивашкин, Т.М. Энеев, Э.Л. Аким, В.А. Степаньянц, Д.А. Тучин, М.В. Захваткин (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН), П.Е. Эльясберг, Г.С. Нариманов (ИКИ РАН), М.К. Тихонравов (НИИ-4 Академии артиллерийских наук, МАИ НИУ), А.Е. Назаров (АО «НПО им. Лавочкина»), З.Н. Хуторовский (ПАО «МАК «Вымпел»), В.В. Малышев, А.В. Старков (МАИ НИУ), Л.Н. Лысенко (МГТУ им. Баумана), Г.Н. Дубошин, Е.П. Аксёнов (МГУ им. М.В. Ломоносова, ГАИ им. П.К. Штернберга МГУ), Т.В. Бордовицына, В.А. Авдюшев (Томский ГУ), А.Ф. Заусаев (Самарский ГУ) и др.

В оперативном БНО полёта КА часто приходится находить наиболее достоверное решение задачи определения и прогнозирования параметров орбиты КА в сжатые временные сроки. В таких условиях отсутствует возможность выбрать наилучший метод и подобрать настройки для получения решения задач БНО с требуемой точностью, поэтому методика расчёта должна обеспечивать быструю адаптацию к конкретной решаемой задаче, а также гарантированную точность получаемых результатов.

Объектом исследования являются математические модели движения КА, функционирующего в ОКП или дальнем космосе. Эти модели должны иметь возможность уточнять параметры движения центра масс КА по результатам обработки внешнетраекторных измерений, полученных от наземных измерительных средств нескольких поколений, работающих в разных диапазонах частот. Кроме того, модели должны обладать возможностью настраивать степень точности расчётов и работать с различными видами измеряемых параметров.

Предметом исследования является оценка точности определения моделируемой траектории движения, качества прогнозирования и безопасности функционирования КА на заданной орбите в ОКП или в дальнем космосе.

Область исследования. Тема и содержание диссертации соответствуют специальности 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Целью данной работы является уменьшение ошибки определения орбиты КА посредством снижения количества отбракованных измерений, обеспечение гарантированной точности прогнозирования траектории движения КА в ОКП и дальнем космосе, своевременное выявление опасных ситуаций.

Для достижения поставленной цели в ходе работы над диссертацией были поставлены и **решены следующие задачи:**

– совершенствование алгоритмов обработки траекторных измерений с использованием метода кластерного анализа для фильтрации траекторных измерений;

- совершенствование методик обеспечения гарантированной точности определения траектории движения КА в ОКП и дальнем космосе;
- разработка методики прогнозирования траектории движения КА в условиях наличия в окрестности рабочей орбиты большого числа КО;
- выявление факторов, оказывающих наибольшее влияние на качество прогнозирования движения КА в ОКП и дальнем космосе, а также оценивание их вклада в точность знания пространственного положения КА с течением времени;
- разработка методики оперативного получения оценок точности определения и прогнозирования опасных сближений функционирующего КА с неуправляемыми космическими объектами.

Постановка задачи.

Получить новые научно обоснованные технологические решения, дающие возможность контролировать безопасность нахождения КА на заданной орбите, в том числе в составе многоспутниковой орбитальной группировки, в условиях густой населённости космического пространства. Обеспечить определение параметров орбиты КА с одновременной оценкой точности при ограниченном наборе сеансов измерений навигационно-баллистической информации и с учётом возмущающих факторов, вызванных действием естественных внешних сил, в том числе при обеспечении полётов в дальний космос.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

- разработан новый алгоритм определения параметров движения КА по траекторным измерениям с использованием кластерного анализа;
- создана новая методика решения задачи прогнозирования параметров движения КА на основе модифицированного метода численного интегрирования Эверхарта в части выбора коэффициентов для достижения требуемой точности;
- разработаны методики оценки безопасности движения космического аппарата с учётом возможных сближений с неуправляемыми объектами в околоземном пространстве;
- представлена методика оценки точности определения параметров движения КА с учётом ошибок измерений, полученных от средств навигации, и ошибок моделей описания внешних сил.

Практическая значимость работы подтверждается применением разработанных методик и алгоритмов в БНО полёта ряда КА. Алгоритм интегрирования дифференциальных уравнений движения и обработки внешнетраекторных измерений был внедрён и апробирован в контур оперативного БНО управления полётом Российского сегмента МКС и сопровождения ТПК типа «Союз», и ТК типа «Прогресс». Задача оценки качества прогнозирования пространственно-временного состояния КА и точности работы измерительных средств, внедрены в комплекс баллистического сопровождения полёта КА «Спектр-РГ». Описанная в работе методика определения орбит и фильтрации (отбраковки) измерений внедрена в комплексе БНО управления полётом КА «Луна-Ресурс-1» (ОА) и планируются к внедрению

в комплекс БНО управления полётом КА «Луна-Ресурс-1» (ПА) и КА «Спектр-РГН».

Все подходы к оцениванию точности построения орбит сводятся к моделированию ошибок измерений за счёт неточного знания сил, действующих на КО, и построению коридора ошибок расчёта этих сил вокруг прогнозируемого вектора состояния. Каждый подход основан на ряде принятых гипотез и допущений относительно действия возмущающих сил.

Результаты работы внедрены в НИР, выполненные по заказу Госкорпорации «Роскосмос» и посвящённые:

- полётам к Луне в целях исследования её поверхности и строительства лунной базы;
- предупреждению и парированию опасных ситуаций в ОКП;
- проектированию многоспутниковых орбитальных группировок;
- разработке концепции развития КА дистанционного зондирования Земли;
- оценке точности определения пространственного положения КА в заданные моменты времени на орбитах разного класса;
- оценке точности определения пространственного положения неуправляемых космических объектов и степени риска их столкновения с функционирующими КА в ОКП.

Методология и методы исследования. В процессе решения поставленной задачи были использованы методы математического моделирования движения КА под действием внешних сил, моделирование самих сил, действующих на КА в ОКП и дальнем космосе, моделирование внешнетраекторных измерений. Кроме того, для решения поставленных задач применялись методы теории вероятностей, математической статистики, небесной механики.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Алгоритм обработки траекторных измерений КА с применением фильтрации методом кластерного анализа.
2. Методика определения параметров движения КА по траекторным измерениям с оценкой точности получаемого решения.
3. Методика прогнозирования параметров движения КА на основе модифицированного метода численного интегрирования Эверхарта.
4. Методика оценки степени безопасности движения КА с учётом возможных сближений с неуправляемыми объектами в ОКП.
5. Анализ факторов, которые необходимо учитывать в процессе прогнозирования движения КА в ОКП и на орбитах искусственного спутника Луны (ИСЛ) для достижения требуемой точности знания положения КА в заданные моменты времени.

Степень достоверности результатов. Достоверность полученных в ходе исследования результатов подтверждается их успешной применимостью в контуре баллистико-навигационного обеспечения управления полётами Российского сегмента МКС, а также проведением тестовых и вспомогательных расчётов при управлении КА «Спектр-РГ». Кроме того, разработанные методики и алгоритмы использовались для проведения проектных расчётов в ряде НИР

и ОКР. В настоящее время они внедряются в программный комплекс БНО управления КА «Луна-Ресурс-1» (ОА).

Личный вклад автора

Все представленные в диссертации результаты исследований получены лично автором либо при его непосредственном участии. Автором предложена модификация метода интегрирования дифференциальных уравнений движения КА, созданного Э. Эверхартом в 1973 году. Формулы метода свёрнуты в циклы для решения уравнений до любого заданного порядка точности. Предложен алгоритм автоматической настройки переменного шага интегрирования. Автор принял участие в разработке методики оценки точности определения орбиты с учётом безопасности полёта КА в ОКП. Автором разработана и доказана на практике возможность применения метода кластеризации для фильтрации внешнетраекторных измерений для КА в ОКП и дальнем космосе на основе анализа невязок расчётных и измеренных параметров пространственно-временного положения КА. Автором разработана классификация задач определения орбиты. Автором сформулирована основа методики оценки безопасности движения КА в заданной области пространства, отвечающей ковариационной матрице ошибок точности определения орбиты. Автором предложена и реализована методика прогнозирования этой области во времени с учётом выбранного набора возмущений и учитываемых ошибок. Автором проведено научное исследование возмущающих факторов, оказывающих наибольшее влияние на эволюцию орбиты КА в ОКП и на орбитах ИСЛ.

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертационных исследований были представлены на 9 конференциях, а также вошли в 5 статей, опубликованных в журналах из перечня ВАК.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из введения, четырёх глав и заключения. Работа содержит 222 страницы, 69 рисунков и 23 таблицы. Список литературы включает 80 наименований.

Публикации автора по теме работы. Наиболее значимые достижения по теме исследования представлены в 15 публикациях, 5 из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК, 10 – в сборниках тезисов или статей конференций.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, определены объект и предмет исследований, сформулированы цель работы и научная задача исследования, основные положения, выносимые на защиту, их научная новизна; перечислены основные результаты работы, теоретическая и практическая значимость; дана краткая аннотация работы; отражена апробация и внедрение результатов диссертации.

В первой главе диссертации рассмотрены существующие подходы к решению задачи оценивания траектории движения КА, а также поставлена задача научного исследования и разработки методик определения и оценки точности движения центра масс КА.

В основе наземного БНО полёта КА и ОГ КА лежат следующие основные задачи:

1) Приём и предварительная обработка ИТНП.
 2) Определение орбиты КА. По существу, эта задача состоит из уточнения начальных условий (НУ) движения центра масс КА в конкретный момент времени и прогноза параметров движения КА в пределах заданного временного интервала в заданной модели внешних сил, действующих на КА в космосе.

3) Оценка точности полученных значений пространственно-временного положения как текущего вектора состояния (ВС) КА, отнесённого к моментам привязки внешнетраекторных измерений, и на всём интервале прогнозирования ВС с учётом выбранной модели внешних сил.

4) Решение задач расчёта вторичной баллистической информации, к которым относятся расчёт зон радиовидимости наземного измерительного пункта (НИП), расчёт светотеневой обстановки, расчёт зон видимости спутников-ретрансляторов и т.д. в зависимости от задач и орбит конкретного КА или ОГ КА.

В том случае, когда речь идёт об обеспечении полёта ОГ, добавляется задача расчёта относительного движения КА и удержания (коррекция орбиты) каждого аппарата в заданной области пространства, чтобы при этом КА не только мог полноценно выполнять целевую задачу, но и не представлял угрозу для других спутников группировки.

Численная модель движения представляет собой основу для высокоточного численного моделирования траектории КА. Данная модель содержит уравнения движения объекта, рассматриваемого как материальная точка бесконечно малой массы, находящаяся в поле тяготения центрального тела с массой M под действием потенциальных сил, а также совокупностью сил P , не имеющих потенциала. Упомянутые уравнения движения записываются в виде:

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\partial U}{\partial \vec{r}} + R_{SM} + \bar{a}_{sp} - \bar{a}_{atm} + \bar{a}_{he} + \bar{a}_{ea} + \bar{a}_{thr}.$$

Здесь $U(C_{n,m}, S_{n,m})$ – потенциал притяжения Земли,

$R_{SM} = \sum_{i=1}^N R_i = \sum_{i=1}^N G \left(\frac{\vec{r}_i - \vec{r}}{\Delta_i^3} - \frac{\vec{r}_i}{r_i^3} \right)$, где R_{SM} – возмущающие функции, обусловленные соответственно притяжением Луны, Солнца и других естественных тел (всего N), G – универсальная гравитационная постоянная, $G \approx 6,67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Н} \cdot \text{м}^2}{\text{кг}}$, Δ_i – расстояние от КА до i -го притягивающего тела.

Другие возмущающие ускорения, создаваемые силами, не имеющими потенциала:

a_{atm} – ускорение от аэродинамического сопротивления, возникающее при полёте КА в атмосфере,

a_{he} – ускорение, вызванное деформациями в твёрдом теле Земли (hard Earth),

a_{sp} – ускорение, вызванное давлением солнечной радиации на поверхность КА (Sun pressure),

a_{ea} – ускорение, компенсирующее немоделируемые возмущения от Солнца – эмпирическое ускорение (empirical acceleration),

a_{thr} – ускорение, создаваемое двигательной установкой; обращается в ноль на пассивных участках полёта.

Потенциал гравитационного поля Земли можно представить в виде разложения по сферическим функциям в связанной с Землёй системе координат. Частные производные этих функций и ковариационные матрицы с их использованием вычисляются с помощью рекуррентного алгоритма Каннингема.

Для упрощения модели сил, примем следующие допущения:

1) КА движется под действием гравитационного притяжения Земли, Луны и Солнца, рассматриваемых как тела сферически-симметричной формы, масса которых сосредоточена в центре (центральное поле притяжения), а также, двигаясь по орбитам искусственного спутника Земли КА находится под действием сопротивления атмосферы;

2) на КА влияют приливы океанов, сжатие Земли, нецентральность гравитационного поля (ГП) Земли, приливы и деформация в твёрдом теле Земли, давление светового потока от Солнца (в случае движения по орбите искусственного спутника Луны, вместо ГП Земли будем учитывать нецентральность гравитационного поля Луны);

3) КА в ОКП с высотой полёта до 1500 км считается низкоорбитальным, и при формировании ковариационной матрицы действием на него давления солнечного света можно пренебречь, а для высокоорбитальных КА слабое действие оказывает атмосферное торможение;

4) немоделируемые возмущения орбиты Солнцем можно скомпенсировать с помощью учёта эмпирических ускорений.

В качестве основных астрофизических мешающих параметров для расчёта производных были выбраны следующие:

S_b – баллистический коэффициент (моделирует торможение за счёт сопротивления атмосферы Земли), $F_{10,7}$ – индекс солнечной активности (характеризует давление потока солнечного радиоизлучения с длиной волны 10,7 Нм), K_p – трёхчасовой индекс геомагнитной возмущённости (отражает индукция магнитного поля Земли), ρ – плотность атмосферы Земли; μ_e – гравитационный параметр Земли; C_{20} – нормированный коэффициент, определяющий потенциал эллипсоида вращения Земли; μ_m – гравитационный параметр Луны; μ_s – гравитационный параметр Солнца; χ – параметр, характеризующий световое давление (определяется как мощность потока излучения Солнца на расчётной высоте полёта КО).

Поскольку световое давление оказывает существенное влияние на КА на высоте более 1500 км, можно чередовать учёт этого параметра с учётом влияния атмосферы.

В качестве геодезических мешающих параметров выбраны координаты НИПов в инерциальной системе координат.

При внедрении новых средств контроля орбиты, подготовке к проведению высокоточных научных экспериментов на борту КА, при решении навигационных задач часто возникает необходимость оценить достижимую точность вектора состояния КА, а также разработать схему проведения внешнетраекторных

измерений. В связи с этим возникла необходимость разработки методики для совместного решения задачи оценки точности определения орбиты КА, а также её адаптации к условиям большого количества КА в ОКП. При этом возникает задача оценивания параметров траектории КА в ходе оперативных работ по реальным сеансам радиоконтроля орбиты (РКО).

В первой главе описан алгоритм на основе модифицированного метода Эверхарта численного интегрирования дифференциальных уравнений движения КА. Алгоритм позволяет автоматически менять шаг интегрирования в зависимости от текущей точности в процессе решения. Это повышает скорость решения задачи без потери точности. Формулы расчёта внутренних коэффициентов алгоритма позволяют интегрировать до любой степени точности.

В основе метода Эверхарта лежит схема «предиктор-корректор», которая применяется для расчёта коэффициентов, используемых для представления уравнения в виде интерполяционного полинома.

В общем виде формула для расчёта координат и составляющих вектора скорости КА на i -м шаге имеет вид:

$$\begin{cases} r_{x_j} = r_{x,0} + v_{x,0} \cdot h_j + \frac{F_x^0 \cdot h_j^2}{2} + \sum_{n=1}^{N_h} \frac{A_{x,j} \cdot h^{n+2}}{(n+1) \cdot (n+2)}, & v_{x_j} = v_{x,0} + F_x^0 \cdot h_j + \sum_{n=1}^{N_h} \frac{A_{x,j} \cdot h^{n+1}}{n+1}, \\ r_{y_j} = r_{y,0} + v_{y,0} \cdot h_j + \frac{F_y^0 \cdot h_j^2}{2} + \sum_{n=1}^{N_h} \frac{A_{y,j} \cdot h^{n+2}}{(n+1) \cdot (n+2)}, & v_{y_j} = v_{y,0} + F_y^0 \cdot h_j + \sum_{n=1}^{N_h} \frac{A_{y,j} \cdot h^{n+1}}{n+1}, \\ r_{z_j} = r_{z,0} + v_{z,0} \cdot h_j + \frac{F_z^0 \cdot h_j^2}{2} + \sum_{n=1}^{N_h} \frac{A_{z,j} \cdot h^{n+2}}{(n+1) \cdot (n+2)}, & v_{z_j} = v_{z,0} + F_z^0 \cdot h_j + \sum_{n=1}^{N_h} \frac{A_{z,j} \cdot h^{n+1}}{n+1}, \end{cases}$$

где h – момент времени, на который производится расчёт или подшаг интегрирования (h_j), F – начальное значение сил, действующих на КО, A_j – коэффициенты интегрирования, рассчитываемые для каждой степени интерполяционного полинома (j) на каждом шаге интегрирования, при этом коэффициенты, полученные ранее, уточняются.

Рассчитать коэффициенты интерполяционного полинома можно с помощью следующего соотношения: $A_{k,i} = \alpha_{j,i} + \sum_{n=j+1}^{N_h} (c_{n,k} \cdot \alpha_{n,i})$, где i – индексы уточняемых параметров (x, y, z), $i = \overline{0, i_f}$, $n = \overline{0, N_h}$. Коэффициенты c – числа Стирлинга первого рода. Формулы для расчёта коэффициентов n -го порядка точности для нулевого, первого и последующих членов ряда примут следующий вид:

$$\alpha_{0,i} = \frac{F_i - F_i^0}{h_0}; \quad \alpha_{1,i} = \frac{F_i - F_i^0 - \alpha_{0,i} \cdot h_1}{h_1 \cdot (h_1 - h_0)}; \quad \alpha_{n,i} = \frac{F_i - F_i^0 - \alpha_{i,0} \cdot h_n - \sum_{l=0}^{l=n-2} \left(\alpha_{l+1,i} \cdot h_n \cdot \prod_{m=0}^l (h_n - h_m) \right)}{h_n \cdot \prod_{l=0}^{n-1} (h_n - h_l)},$$

где $n = \overline{2, N_h}$, i – индекс уточняемого параметра (x, y, z) [2].

Оценить погрешность интегрирования на шаге можно с помощью последнего члена отрезка степенного ряда. Формула для расчёта погрешности интегрирования на текущем шаге имеет следующий вид:

$$\varepsilon_{r_i}^{\text{расч}} = \frac{A_{N_h} \cdot t_{N_h}^{N_h+2}}{(N_h+1) \cdot (N_h+2)}; \varepsilon_{v_i}^{\text{расч}} = \frac{A_{N_h} \cdot t_{N_h}^{N_h+1}}{N_h+1}.$$

Величину расчётной ошибки будем вычислять как квадратный корень из суммы квадратов ошибок по каждой координате вектора состояния [2]. В зависимости от величины данной ошибки и будет рассчитываться величина следующего шага интегрирования.

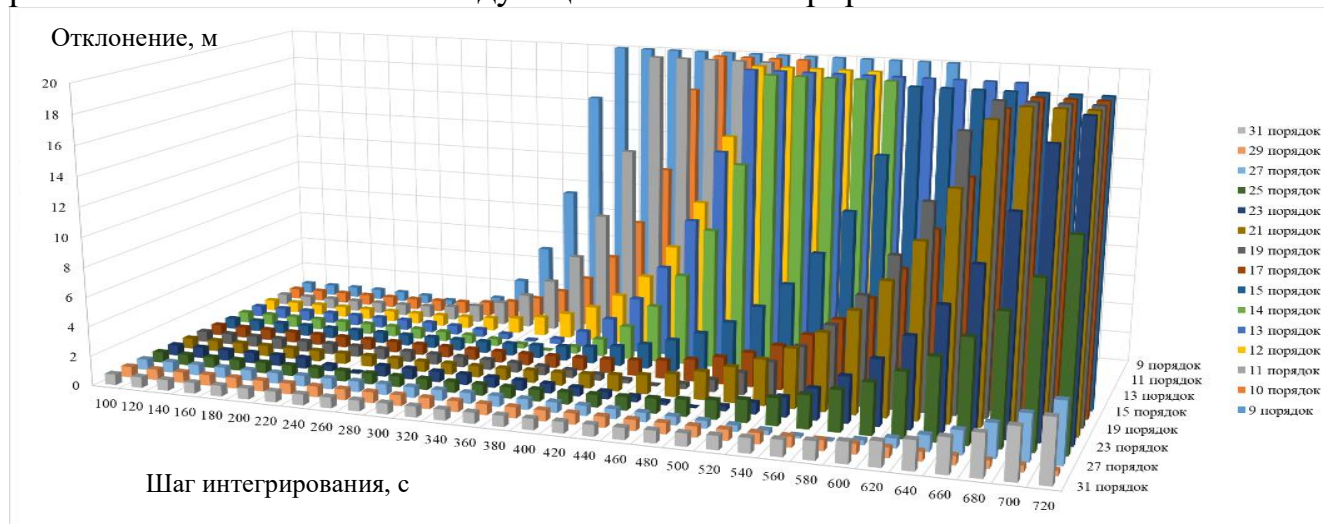


Рисунок 1 – Сравнительный анализ точности интегрирования от шага выполнения расчётов для разных порядков дифференциальных уравнений

На рисунке 1 приведено отличие результата интегрирования от эталонного значения в зависимости от величины шага для разных порядков точности. График приведён для отклонений не более 20 м. Видно, что с ростом степени аппроксимирующего полинома отклонение растёт со временем медленнее для той же величины шага. Ощутимые отклонения начинаются при шаге более 240 с; чем выше степень метода, тем позже они появляются.

В диссертации приведена методика оценки качественных и количественных характеристик полученных навигационных данных. В неё входит метод фильтрации внешнетраекторных измерений, а также оценка качества работы средств ИТНП движения центра масс КА, функционирующих в ОКП и дальнем космосе.

Опишем алгоритм кластеризации выбранного массива измерений навигационных параметров по их среднеквадратичному отклонению.

1. На первом шаге необходимо определить количество входных элементов, то есть измерений в сеансе или группе обработанных сеансов. Обозначим его как n .

2. Расчитаем число возможных пар N для всех элементов $N = \frac{n^2 - 1}{2}$.

3. Находим расстояния между всеми парами элементов как квадратные корни из суммы квадратов разностей соответствующих координат, такая метрика

называется евклидовым расстоянием: $d_{ij \text{ евкл.}} = \sqrt{\sum_{i=1}^{M_k} (\psi_i - \psi_{i+1})^2}$. Можно использовать

расстояние Чебышёва, в том случае, если по одной из координат расстояние между измерениями считаем наиболее существенными:

$d_{ij \text{ чеб.}} = \max_i [|x_i - x_{i+1}|, |y_i - y_{i+1}|, |z_i - z_{i+1}|]$. Поскольку, в нашем случае кластеризация ведётся только по одному параметру, формула примет вид: $d_{ij} = |\sigma_i - \sigma_j|$.

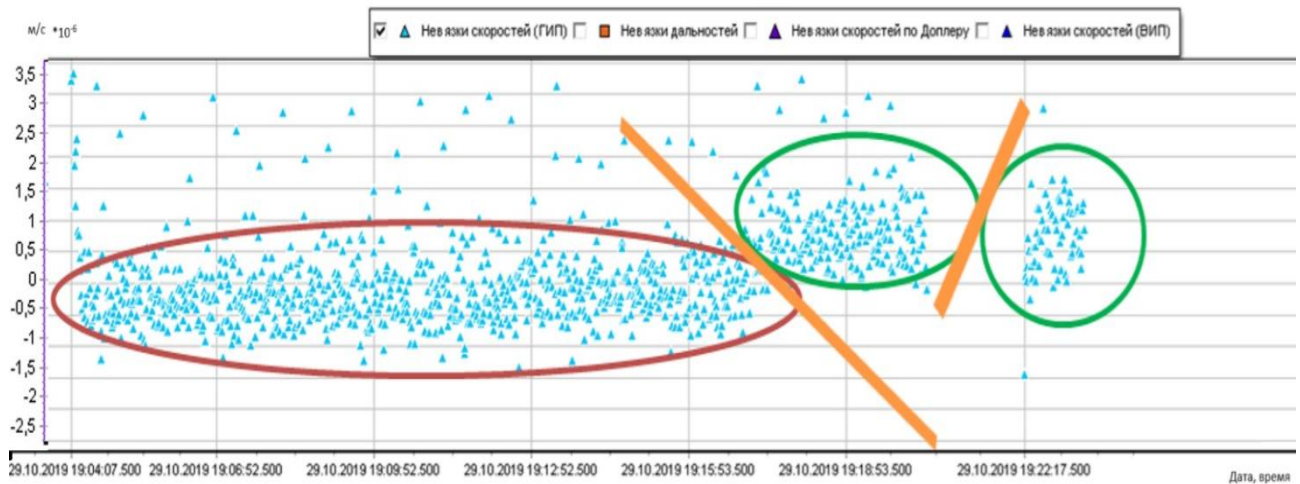


Рисунок 2 – Фильтрация измерений с помощью метода k -средних по среднеквадратичным отклонениям измерений радиальной скорости от прогноза

4. Выбираем максимальное из расстояний. Элементы, образующие данную пару, становятся центрами двух начальных кластеров.

5. Распределяем все элементы выборки по этим кластерам, анализируя расстояния от каждого элемента до центров этих кластеров. К центру какого кластера оказался ближе элемент, в тот кластер его и заносим (см. три кластера, выделенных овалами, на рис. 2).

6. Вычисляем новые центроиды кластеров, используя формулу: $C_k = \sum_{i=1}^{M_k} \sigma_i \frac{1}{n_k - 1}$,

где C_k – центроида k -го кластера, K – общее количество кластеров, полученное на текущий момент, n_k – количество элементов в k -м кластере.

7. Определим метрику каждого кластера, как меру близости между его элементами. Будем использовать евклидову метрику и алгоритм взвешенного попарного среднего. Тогда, для одномерного случая формула примет вид:

$$e_k^2 = \sum_{i=1}^{M_k} |\sigma_i - C_k|, \text{ где } C_k \text{ – среднеквадратичное отклонение для } k\text{-го класса.}$$

8. Проводим оценку полученного распределения по кластерам. В качестве веса кластера будем использовать число элементов, находящихся в нём. $E^{(l)} = \sum_{k=1}^K e_k^2 \cdot n_k$,

где e_k – оценка l -й итерации разбиения.

9. По расстояниям, вычисленным однократно в пункте три, выбираем на одну пару элементов больше, чем на предыдущей итерации. Принимаем элементы, составляющие эти пары, за центры новых кластеров. Далее возвращаемся на шаг пять и снова перераспределяем объекты по кластерам и так далее по алгоритму. Когда на шаге восемь мы получим оценку $E^{(l)} \approx E^{(l-1)}$, тогда процесс разбиения на кластеры, можно закончить.

10. В результате кластеризации группа с наибольшим количеством элементов передаётся на следующий шаг оперативного комплекса задач БНО для уточнения с его помощью НУ КА. Этот кластер должен содержать в себе больше половины элементов сеанса, в противном случае алгоритм повторяется заново, но за первичные центроиды берутся элементы следующей по взаимному расстоянию пары. Блок-схема описанного алгоритма представлена на рисунке 3.

Внедрение данной методики фильтрации измерений повышает уровень автоматизации при выборе оптимального решения по заданным критериям для решения задачи определения орбит для КА как в ОКП, так и в дальнем космосе.

Принималось допущение, что больше половины измерений в сеансе достоверны. По итогу работы методики, для уточнения орбиты брался кластер с наибольшим количеством элементов. В таблице 1 приведено количество измерений, вошедших в обработку после фильтрации, относительно общего количества измерений в сеансе.

Также для оценки эффективности было проведено сравнение с применяемыми на практике методом медианной фильтрации и методом отбраковки по карманам. Для сравнения были взяты измерения, полученные от разных измерительных средств на интервале около недели.

Вклад от применения разработанной методики по сравнению с применением только метода медианной фильтрации измерений для различных видов измерительных средств находится в среднем в интервале от 9 %, для измерений векторов состояния с помощью аппаратуры спутниковой навигации, до 18 % для измерений колебаний опорного генератора частоты в X-диапазоне (см. табл. 1). Измерения наклонной дальности и радиальной скорости по сравнению с методом медианной фильтрации стали входить в обработку на 10–13 % больше, чем при использовании медианной фильтрации.

В работе представлена методика оценки достоверности получаемых в процессе проведения сеансов РКО для ИТНП. Описана разработанная методика оценки точности проведения внешнетраекторных измерений движения центра масс для КА, функционирующих в ОКП и в дальнем космосе.

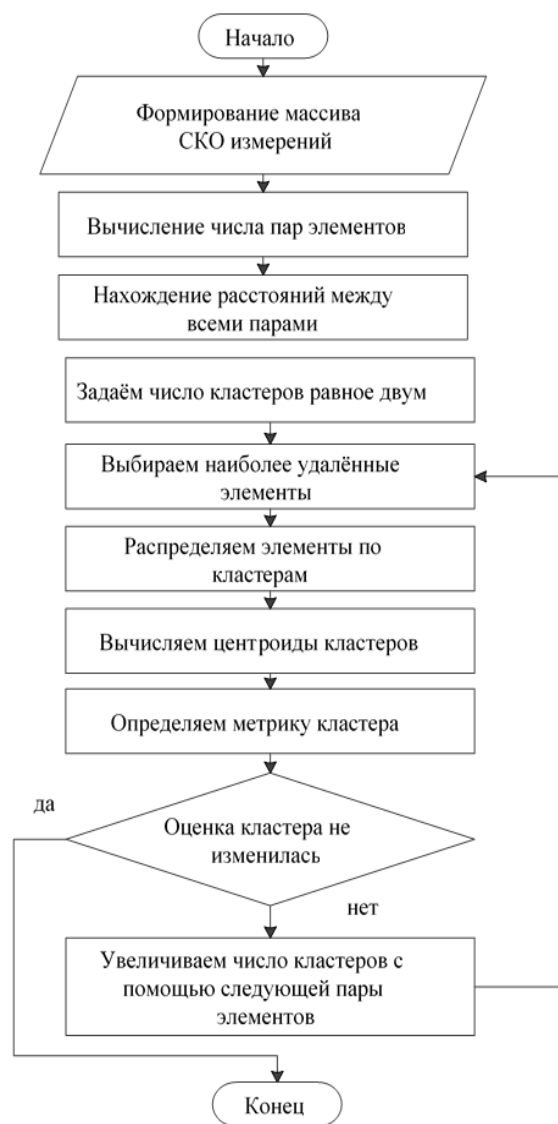


Рисунок 3 – Блок-схема алгоритма кластеризации внешнетраекторных измерений

Таблица 1 – Сравнение результатов фильтрации

Вид измерительного средства	Количество измерений, вошедших в обработку после фильтрации, относительно общего количества в сеансе		
	Метод карманов	Медианный метод	Кластеризация
Кама	58 %	65 %	78 %
Квант-П	69 %	75 %	84 %
Клён	85 %	93 %	98 %
Компарус	83 %	86 %	95 %
Спектр-Х	69 %	75 %	92 %
АСН	92 %	94 %	99 %
Двустрочные элементы орбиты	55 %	65 %	79 %

Во второй главе описана методика оценки точности работы навигационных средств, применяющихся в дальнем космосе для получения измерений радиальной скорости и наклонной дальности до КА. Дальность измеряется дальномерным способом, радиальная скорость – исходя из доплеровского приращения частоты сигнала от КА относительно станции слежения.

Доплеровские измерения могут проводиться в двух режимах работы: запросном и беззапросном. В первом случае НИП излучает стабильный сигнал, направленный на КА. Сигнал принимается бортовым приёмомответчиком и после когерентного преобразования частоты переизлучается на НИП. Таким образом, ответный сигнал в НИПе будет иметь суммарное доплеровское смещение частоты. Измерив это смещение, можно определить радиальную скорость движения КА относительно НИПа. Такой режим называется режимом когерентного ответа. Беззапросный режим отличается тем, что бортовой радиокомплекс излучает на НИП сигнал, доплеровское смещение которого вычисляется путём сравнения частоты принятого сигнала с частотой сигнала эталонного генератора [5].

Рассмотрена задача оценки точности и устойчивости орбит КА в ОКП и дальнем космосе и контроля безопасного движения КА по заданной траектории в рамках защищаемого коридора.

Задача оценки точности определения орбит КА позволяет получить характер распределения возможных трасс полёта вокруг наиболее вероятной траектории и дать качественную и количественную оценку достоверности выбранного решения.

Данная методика представляет собой алгоритмизированную последовательность применения следующих методик:

- методика расчёта траектории полёта КА в ОКП;
- методика формирования коридора ошибок определения траектории полёта КА в виде ковариационной матрицы ошибок.

Методика расчёта траектории полёта КА включает в себя следующие методы:

- интегрирование дифференциальных уравнений движения КА;

– интерполяция расчётных значений траектории полёта КА на моменты получения измерений.

В ходе решения задачи определения пространственного положения КА должна быть получена ковариационная матрица ошибок уточняемых параметров по внутренней сходимости: $D = (A^T \cdot B^{-1} \cdot A + K_0^{-1})^{-1}$, где K_0 – априорная ковариационная матрица, D – ковариационная матрица оцениваемых параметров измерения траектории движения КА.

После решения задачи определения орбиты надо повторить последнюю итерацию с учётом отбракованных измерений и сформировать ковариационную матрицу ошибок исходных НУ:

$$K_Q = R + G \cdot K_g \cdot G^T + P \cdot K_p \cdot P^T,$$

где матрица R учитывает ошибки (случайные и систематические) векторных измерений, матрица $G \cdot K_p \cdot G^T$ – учитывает ошибки воздействия внешних сил,

матрица R имеет вид: $R = D \cdot [E + M] \cdot D^T$, где $E = \sum_{k=1}^j E_k$ и $M = \sum_{k=1}^j M_k$ – ковариационные

матрицы, характеризующие среднеквадратическое отклонение и математическое ожидание измерений в сеансе, $k = 1, \dots, j$ количество сеансов. Для векторных

измерений $(t_{ki}, \bar{r}_{ki}^{изм}, \bar{V}_{ki}^{изм})$: $E_k = \sum_{i=1}^{K_j} \left[Y^T \left(\frac{\bar{Q}_{ki}}{\bar{Q}_o} \right) \cdot G_k \cdot Y \left(\frac{\bar{Q}_{ki}}{\bar{Q}_o} \right) \right]$, $M_k = \sum_{i=1}^{K_j} \left(Y^T \left(\frac{\bar{Q}_{ki}}{\bar{Q}_o} \right) \cdot F_k \cdot Y \left(\frac{\bar{Q}_{ki}}{\bar{Q}_o} \right) \right)$,

k_j – количество векторов $\bar{r}_{ki}^{изм}$, $\bar{V}_{ki}^{изм}$ k -го сеанса, вошедших в обработку по допуску на последней итерации при решении «краевой» ($i = 1, \dots, k_j$), K – число измерений в данном сеансе, вошедших в обработку.

В формировании ковариационных матриц E_k и M_k участвуют лишь те вектора и их производные $Y \left(\frac{\bar{Q}_{ki}}{\bar{Q}_o} \right)$, которые вошли в обработку после фильтрации.

В процессе решения задачи определения орбиты в автоматическом режиме необходимо задать критерий достоверности решения. В случае орбитальной группировки, состоящей из большого числа спутников, этот критерий должен обеспечивать не только сходимость решения, но и нахождение ошибки полученного ВС в допустимых границах, которые определяются не только требованиями удержания КА на его собственной орбите, но и устойчивостью всей группировки КА, то есть стабильностью относительного положения орбитальных плоскостей всей группировки в целом.

В третьей главе описан подход к решению задач оценки точности определения орбиты КА при сближении с неуправляемым космическим объектом.

Для обеспечения безопасного движения КА в ОКП необходимо решать следующие задачи: 1) выявление и прогнозирование опасных ситуаций в ОКП; 2) уточнение параметров траекторий КО «риска» и формирование ковариационных матриц ошибок сближения с КА; 3) оценки вероятности столкновения КО «риска» с контролируемым КА.

Приведена методика расчёта безопасного пролёта двух космических объектов, имеющих пересекающиеся участки.

Формула для расчёта вероятности безопасного разлёта объектов в упрощённой постановке имеет следующий вид:

$$P_{C,D2} = 2 \cdot \varphi_0 \left(\frac{R}{\sigma_\rho} \right) \left[\varphi_0 \left(\frac{\rho_{\min} + R}{\sigma_\rho} \right) - \chi \cdot \varphi_0 \left(\frac{|\rho_{\min} - R|}{\sigma_\rho} \right) \right] = 2 \cdot \varphi_0 \left(\frac{R}{\sigma_\rho} \right) \cdot P_{C,D1} = 2 \cdot \varphi_0(\alpha) \cdot P_{C,D1}$$

Если $P_{C,D1} \geq P_{B,D2}$, то необходимо проводить манёвр уклонения КА от КО риска. Границами опасного сближения принято считать интервал времени, в котором эллипсоиды рассеивания ошибок определения орбит двух КО имеют общие точки. Согласно правилу трёх сигм, этот интервал можно заменить интервалом, в котором $(\rho_{\min}(t_i) - 3\sigma_\rho(t_i)) < R$ (см. рис. 4).

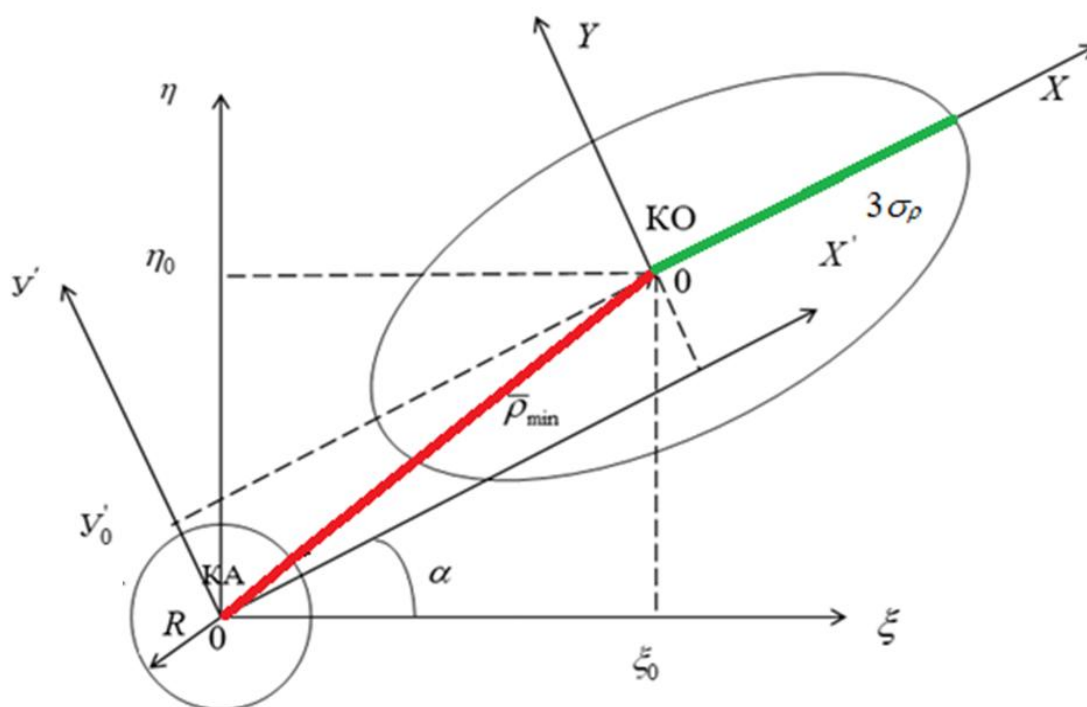


Рисунок 4 – Двумерное представление области неопределённости

Аналогично можно определить вероятностный критерий порога опасного сближения КА и КО на плоскости: $P_{B,D2} = 2\varphi_0(\alpha) \cdot P_{B,D1}$. Точность расчёта σ_ρ , $P_{C,D1}$, $P_{B,D1}$, $P_{C,D2}$, $P_{B,D2}$ во многом зависит от достоверности ковариационных матриц ошибок $K_{KA}(t_i)$ и $K_{KO}(t_i)$.

Описанная выше методика позволяет ускорить процесс выявления КО «риска», сближающихся с защищаемым КА, повысить надёжность определения параметров орбиты объекта и аппарата на момент максимального сближения, оценить вероятность столкновения КО «риска» с управляемым КА. В том случае, когда необходимо учитывать и ошибки моделирования внешних сил и ошибки, возникающие в результате неточного знания координат измерительных пунктов \bar{G} , формула для ковариационной матрицы ошибок знания положения КА на прогнозируемый момент времени примет следующий вид.

$$K = Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{Q}_0} \right\} \cdot K_{Q_0} \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{Q}_0} \right\} + Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{P}} \right\} \cdot K_{PQ_0} \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{Q}_0} \right\} + Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{G}} \right\} \cdot K_{GQ_0} \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{Q}_0} \right\} + Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{Q}_0} \right\} \cdot K_{QP} \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{P}} \right\} +$$

$$+ Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{P}} \right\} \cdot K_P \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{P}} \right\} + Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{Q}_0} \right\} \cdot K_{QG} \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{G}} \right\} + Y \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{G}} \right\} \cdot K_G \cdot Y^T \left\{ \frac{\bar{Q}_j}{\bar{G}} \right\}.$$

где \bar{Q}_0 – вектор уточняемых параметров траектории КО по траекторным или навигационным измерениям, размерностью 6×1 ; \bar{P} – вектор мешающих параметров, размерностью 9×1 . Матрицы $Y \left(\frac{\bar{Q}_n}{\bar{Q}_0} \right)$ – матрица частных производных компонент вектора уточняемых параметров по элементам вектора НУ $[n \times 6]$; $Y \left\{ \frac{\bar{Q}}{\bar{G}} \right\}$ и $Y \left\{ \frac{\bar{Q}}{\bar{P}} \right\}$ – матрицы частных производных вектора уточняемых параметров по вектору координат измерительных пунктов мешающих параметров соответственно.

$$Y \left(\frac{\bar{Q}_n}{\bar{Q}_0} \right) = \begin{pmatrix} \frac{\partial \psi_1}{\partial x_0} & \dots & \frac{\partial \psi_1}{\partial z_0} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \psi_n}{\partial x_0} & \dots & \frac{\partial \psi_n}{\partial z_0} \end{pmatrix}; Y \left\{ \frac{\bar{Q}}{\bar{G}} \right\} = \begin{pmatrix} \frac{\partial \psi_1}{\partial g_x} & \dots & \frac{\partial \psi_1}{\partial g_z} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \psi_n}{\partial g_x} & \dots & \frac{\partial \psi_n}{\partial g_z} \end{pmatrix}; Y \left\{ \frac{\bar{Q}}{\bar{P}} \right\} = \begin{pmatrix} \frac{\partial \psi_1}{\partial p_1} & \dots & \frac{\partial \psi_1}{\partial p_8} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \psi_n}{\partial p_1} & \dots & \frac{\partial \psi_n}{\partial p_8} \end{pmatrix}.$$

Матрицы K_g и K_p ошибок знания координат измерительных пунктов и мешающих параметров. Для K_p первые четыре параметра характеризуют влияние атмосферы, поэтому задаются коррелируемыми между собой. При высоте орбиты выше 1500 км они заменяются на коэффициенты учёта давления солнечной радиации на различные части КА. Остальные коэффициенты зависят от гравитационных параметров притягивающих тел.

Четвёртая глава посвящена практическому исследованию орбит разного класса и условий гарантированного безопасного функционирования КА. Рассмотрены особые случаи прогнозирования пространственно-временного положения КА, когда он движется в условиях быстро меняющейся плотности земной атмосферы или в сфере действия гравитационного поля Луны (ГПЛ) с большим количеством гармоник, описываемых с помощью различных моделей в пределах заданной траектории с учётом коридора ошибок. Влияние гравитационного поля на движение КА по орбите было исследовано для орбиты ИСЛ, так как гравитационное поле Луны более равномерное, чем у Земли и не имеет превалирующих по порядку гармоник.

Исследования показали, что эксцентриситет орбиты имеет периодические колебания, кратные периоду обращения вокруг центрального тела. За неделю эксцентриситет орбиты КА уходит на 0,00746 (см. рис. 6), наклонение орбиты КА – на 0,3471°, а средняя высота орбиты над сферой Луны снижается примерно на 73,75 км. Отклонение периода за то же время составляет 513,8 с. Высота перицентра орбиты за сутки, при учёте в модели различных возмущений,

уменьшается приблизительно на 50 градусов при затухании максимальной амплитуды колебаний от 370 до 60 градусов (см. рис. 5).

Исследования показали, что вклад ускорения, вызванного действием ГПЛ, составляет 142 м за сутки и 14,8 км за неделю, вклад ускорения, вызванного притяжением Солнца и Земли, – 5,5 м за сутки и 186 м за неделю, вклад солнечного давления – 5,8 мм за неделю.

На рисунках 7 – 10 показана эволюция орбит ИСЛ, имеющих разные даты запуска с Земли, то есть переход на орбиту ИСЛ производился с разной высоты. Приведены графики изменения наклонения и высот в перицентре орбиты на интервале 30 суток. Видно, что все отклонения имеют периодический характер, но орбиты теряют устойчивость через 10–14 суток.

Эволюция наклонения перелётной орбиты (см. рис. 9) имеет периодический характер с периодом 14 дней. Максимальная амплитуда колебаний наклонения орбиты для некоторых отдельных случаев достигает 1,2 градусов. На околокруговых орбитах ИСЛ высотой 65 км (см. рис. 8) высота перицентра отклоняется на 5 – 35 км за месяц, при этом есть орбиты, отклоняющиеся за неделю на 1 – 2 км, но в промежуточных точках они уходят на величину до 10 км. Высота данной орбиты в перицентре отклоняется больше, 7 – 20 км за месяц. Для орбиты ИСЛ 150 × 150 км перицентр орбиты уменьшается на 4 – 17 км за неделю и на 5 – 20 км за месяц (см. рис. 7). Максимальное уменьшение высоты перицентра составляет 25 км в течение месяца.

Критическим параметром при оценке устойчивости орбиты перелёта является время, за которое высота перицентра уменьшается до критического уровня (см. рис. 10). Поэтому данный параметр является решающим при выборе дат старта с учётом возможности продления времени существования на той или иной перелётной орбите. Окна старта составляют от двух до пяти дней, затем нужно ждать следующей лунации (29 дней).

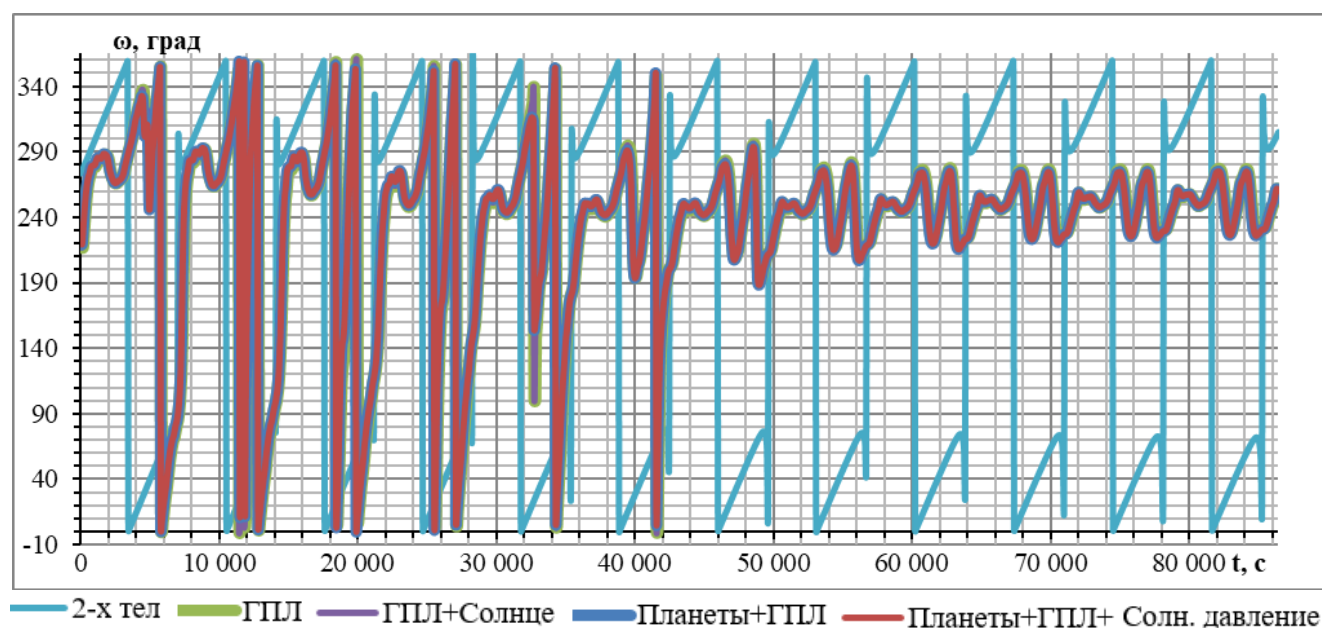


Рисунок 5 – Эволюция высоты перицентра орбиты на суточном интервале с учётом различных возмущений

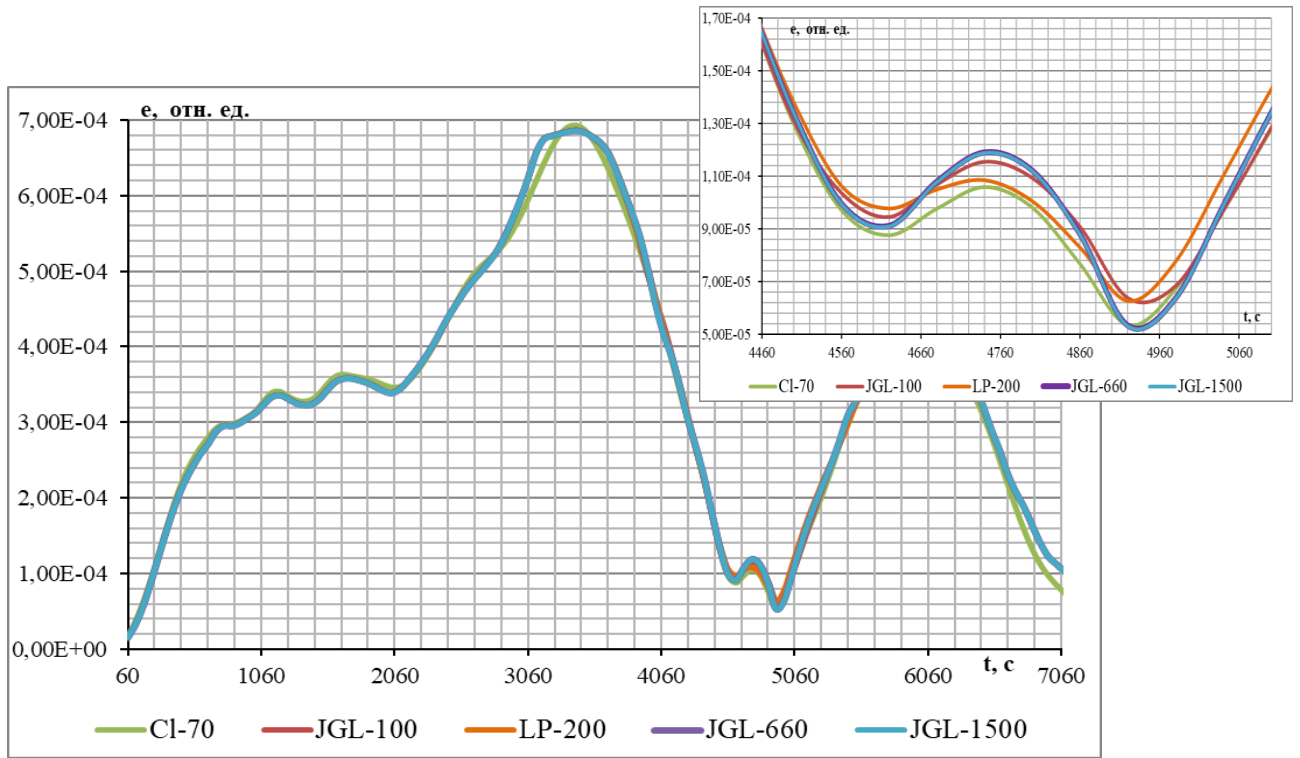


Рисунок 6 – Эволюция эксцентриситета орбиты КА под действием гравитационного поля Луны, рассчитанного для пяти моделей ГПЛ

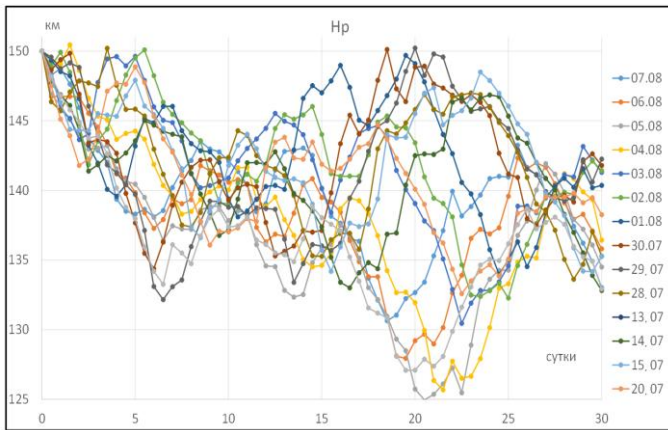


Рисунок 7 – Эволюция высоты перигея орбиты ИСЛ 150 на 150 км

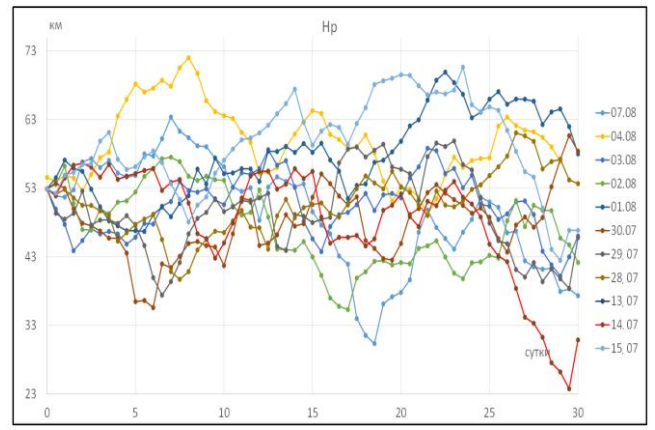


Рисунок 8 – Эволюция высоты перигея орбиты ИСЛ 65 на 65 км

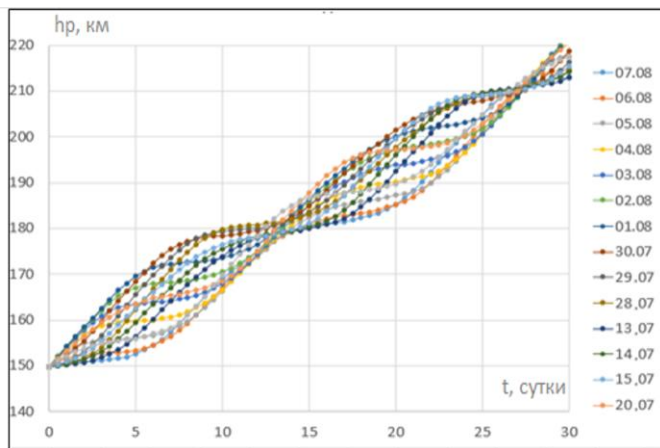


Рисунок 9 – Эволюция наклонения орбиты ИСЛ 150 на 2300 км

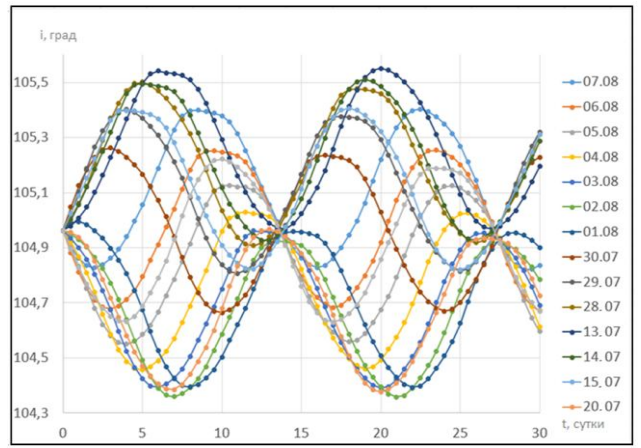


Рисунок 10 – Эволюция высоты перигея орбиты ИСЛ 150 на 2300 км

В заключении представлены выводы, содержащие обобщение полученных в ходе научного исследования данных и результатов практического применения разработанных методик и алгоритмов.

Выводы и результаты работы

В работе представлены новые научно обоснованные технологические решения задач баллистико-навигационного обеспечения полётов КА в дальнем космосе, обеспечения безопасности полётов КА в условиях большого количества неуправляемых космических объектов в ОКП, а также в составе многоспутниковых орбитальных группировок.

Разработана методика оценки точности получения внешнетраекторных измерений и их фильтрации, с целью отбраковки недостоверных измерений и оценки точности измерений текущих навигационных параметров.

Для решения поставленной задачи был модифицирован алгоритм численного интегрирования дифференциальных уравнений движения центра масс КА на основе метода Эверхарта. Данный алгоритм, дополненный уравнениями расчёта правых частей дифференциальных уравнений, положен в основу разработанной методики оценки безопасности космического движения КА в ОКП.

Представлена разработанная методика оценки точности определения орбиты на основе моделирования коридора ошибок измерений текущих навигационных параметров и ошибок прогнозирования внешних сил, действующих на КА в процессе полёта в ОКП и дальнем космосе, на основе ковариационного анализа. В основе предложенной методики лежит комплексный подход, основанный на оценке качества каждого измерения в рамках сеанса измерений текущих навигационных параметров, а также кластеризации измерений на основе невязок в рамках полной выборки всего массива траекторных измерений, совместно взятых в обработку. Исследования показали, что увеличение числа измерений, принятых в обработку, в результате применения разработанной методики на основе кластерного анализа по сравнению с методом медианной фильтрации измерений для семи видов измерительных средств в основном находится в интервале от 9 % до 18 % и в сравнении с фильтрацией по карманам от 15 % до 24 %. Для всех видов измерений и всех представленных измерительных средств предложенная методика даёт лучший результат, чем применяемые ранее.

Применение описанного подхода к обработке измерений траектории движения КА позволяет сократить количество сеансов внешнетраекторных измерений без потери точности определения орбиты за счёт использования большего количества измерений, принятых в обработку. Это позволит оптимизировать программу управления КА. Сравнение прогнозов траекторий полёта КА с использованием различных моделей гравитационного поля Луны даёт расхождение в среднем 20 м за сутки. Была оценена погрешность прогнозирования отклонений окололунной орбиты КА с учётом возмущений от нецентральности гравитационного поля Луны. Эта погрешность составляет 142 м за сутки и 14,8 км за неделю по оценке величины средней высоты орбиты. Вклад ускорения, вызванного притяжением планет, составляет 5,5 м за сутки и 186 м за

неделю, вклад солнечного давления 5,8 мм за неделю, суммарное смещение под действием всех этих сил составляет 158 м в сутки и 14,7 км за неделю.

Разработана методика расчёта ковариационной матрицы для сближения траекторий полёта КА и неуправляемого КО с целью уточнения области неопределённости геометрических параметров пересечения их орбит и возникновения момента опасного сближения. Она позволяет не только определить вероятность столкновения двух КО, но и оценить вероятность их безопасного пролёта. На основании сравнения этих двух критериев можно принять решение о дальнейшем сопровождении опасных объектов или отказе от него.

Практическая ценность разработки подтверждена наличием статей и актов внедрения разработанных методик в программные комплексы оперативного баллистико-навигационного обеспечения КА научного и социально-экономического назначения, а также программные комплексы для решения задач проектной баллистики.

Статьи работ, опубликованных автором по теме диссертации В журналах перечня ВАК:

1. Ковалева М.В. Олейников И.И., Павлов В.П., Методы выявления и оценки параметров опасных ситуаций при обеспечении безопасности полёта космических аппаратов в околоземном космическом пространстве // Вестник МАИ. – 2012. – Т. 19, № 5. – С. 32–37.

2. Ковалева М.В. Алгоритм интегрирования уравнений движения космических аппаратов на орбитах разного класса с автоматическим изменением шага для достижения требуемой точности // Космонавтика и ракетостроение. – 2016. – № 3(88). – С. 68–76.

3. Ковалева М.В., Матюшин М.М., Павлов В.П. Анализ перспективных информационно навигационных технологий для пилотируемого освоения Луны и окололунного пространства // Космонавтика и ракетостроение. – 2017. – №3(102). – С. 131–141.

4. Ермолаев С.В., Ковалева М.В., Никитина Е.Б., Павлов В.П. Методика оценки вероятности столкновения управляемого космического аппарата с космическим объектом // Космонавтика и ракетостроение. – 2021. – № 5 (122). – С. 44–59.

5. Грудин Д.В., Ковалева М.В., Кустодов А.Ю., Никитина Е.Б., Павлов В.П. Методика оценки точности измерения текущих навигационных параметров космической обсерватории «Спектр-РГ» в X-диапазоне // Космонавтика и ракетостроение. – 2021. – № 5 (122). – С. 5–20.

В сборниках тезисов и статей конференций:

6. Кондрашин М.А., Козориз А.И., Порхалова М.В. (Ковалева М.В.). Построение программного комплекса мониторинга опасных ситуаций для КА, управляемых из ЦУП ЦНИИмаш, по навигационной информации из базы данных NORAD. // Материалы конференции «Тезисы докладов I научно-технической конференции молодых учёных и специалистов Центра управления полётами». Королёв: ФГУП «ЦНИИмаш». С. 133–140.

7. Павлов В.П., Порхалова М.В. (Ковалева М.В.). Исследование влияния стохастических процессов в атмосфере Земли на эволюцию параметров траектории космического аппарата. // Материалы конференции «Тезисы докладов научных чтений, посвященных 90-летию со дня рождения Юрия Александровича Мозжорина». Королёв: ФГУП «ЦНИИмаш», 2010. С. 161–162.

8. Кондрашин М.А., Козориз А.И., Порхалова М.В. (Ковалева М.В.). Построение программного комплекса мониторинга опасных ситуаций для КА, управляемых из ЦУП ЦНИИмаш, по навигационной информации из базы данных NORAD // Материалы конференции «XIX Научно-техническая конференция молодых учёных и специалистов ОАО РКК «Энергия». Королёв: ОАО РКК «Энергия» – 2011. С. 11–16.

9. Арсёнов О.Ю., Ковалева М.В. Эволюция баллистических параметров траектории полёта МКС под действием солнечной и геомагнитной активности. // Материалы конференции «Тезисы докладов II научно-технической конференции молодых учёных и специалистов Центра управления полётами». Королёв: ФГУП «ЦНИИмаш». С.160–162.

10. Павлов В.П., Ковалева М.В. Мониторинг опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве. // Материалы конференции «Сборник трудов третьей научно-технической конференции молодых учёных и специалистов ФГУП «КБ Арсенал». Санкт-Петербург: ФГУП «КБ Арсенал». С. 216–220.

11. Ковалева М.В. Алгоритм интегрирования уравнений движения космических аппаратов на орбитах разного класса с автоматическим изменением шага для достижения требуемой точности. // Материалы конференции «Тезисы докладов VI научно-технической конференции молодых учёных и специалистов Центра управления полётами». Королёв: ФГУП «ЦНИИмаш». С. 218–233.

12. Ковалева М.В. Методика оценки точности определения орбит космических объектов. // Материалы конференции «Тезисы докладов VI научно-технической конференции молодых учёных и специалистов Центра управления полётами». Королёв: ФГУП «ЦНИИмаш». С. 234–239.

13. Ковалева М.В., Павлов В.П. Методика оценки точности определения орбит космических объектов, по измерениям, полученным от разных типов измерительных средств. 2016г. // Материалы конференции «Системный анализ, управление и навигация. Сборник докладов». Евпатория (АР Крым). С. 71–74.

14. Ковалева М.В., Павлов В.П., Паненко В.С. Сравнительный анализ существующих и перспективных моделей гравитационного поля Луны. // Материалы конференции «Системный анализ, управление и навигация. Сборник докладов». Евпатория: Евпаторийское отделение «НПО Лавочкина». С. 149–151.

15. Ковалева М.В., Матюшин М.М. Решение задач определения траектории движения космического аппарата с помощью методов машинного обучения. // «XLVII академические чтения по космонавтике посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных - пионеров освоения космического пространства (Королёвские чтения)». Москва: МГТУ им. Баумана. С. 350–352.