

На правах рукописи



Тучин Денис Андреевич

**Математические модели и методы навигационного
обеспечения и баллистического проектирования полётов
космических аппаратов**

Специальность 1.2.2 —
«Математическое моделирование, численные методы и комплексы
программ»

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
доктора физико-математических наук

Москва — 2025

Работа выполнена в «Федеральном исследовательском центре Института прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук».

Официальные оппоненты: **Петухов Вячеслав Георгиевич**,
доктор технических наук,
член-корреспондент РАН,
НИИ прикладной механики и электродинамики
МАИ,
директор

Сазонов Василий Викторович,
доктор физико-математических наук, доцент,
Факультет космических исследований
МГУ имени М.В. Ломоносова,
декан

Дишель Виктор Давидович,
доктор технических наук,
Акционерное общество «Научно-
производственный центр автоматики
и приборостроения имени
академика Н.А. Пилюгина»,
доцент, начальник отдела

Ведущая организация: Институт космических исследований
Российской академии наук

Защита состоится 19 марта 2026 г. в 11 часов на заседании диссертационного совета 24.1.237.01 при ИПМ им. М.В. Келдыша РАН по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМ им. М.В. Келдыша РАН https://keldysh.ru/council/3/D00202403/tuchin_da_diss.pdf.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 125047, Москва, Миусская пл., д. 4, учёному секретарю диссертационного совета 24.1.237.01.

Автореферат разослан декабря 2025 года.
Телефон для справок: +7 (499) 220-78-23.

Учёный секретарь
диссертационного совета
24.1.237.01,
канд. физ.-мат. наук

Корнилина Марина Андреевна

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Реализация сложных отечественных проектов исследований ближнего и дальнего космоса требует обеспечения высокой вероятности успеха и минимизации просчётов и ошибок. Численные методы, алгоритмы и реализующие их комплексы программ должны быть разработаны с учётом развития отечественной наземной и бортовой вычислительной техники. Перед реализацией любого космического проекта необходимо провести вычислительные эксперименты с применением методов математического моделирования для надёжного выполнения поставленных задач.

Актуальной задачей становится разработка методов и алгоритмов навигационного обеспечения полётов космических аппаратов одним измерительным пунктом, что понижает стоимость реализации проектов.

Реализация на борту космического аппарата функций наземной обработки траекторных измерений исключает ошибки, вызванные человеческим фактором.

Использование измерений систем спутниковой навигации, предназначенных для наземного пользователя, можно использовать на больших высотах и автономно на борту космического аппарата определять параметры движения [A1] на геостационарных и эксцентричных орбитах по малому составу измерительной информации. Разработка методов и алгоритмов определения орбиты по одному навигационному спутнику является актуальной задачей в области навигационного обеспечения полёта космических аппаратов. Актуальной задачей является создание алгоритмов и программных комплексов, реализуемых на отечественных бортовых вычислительных средствах [A2].

Наземная обработка бортовых навигационных систем и систем управления движением космического аппарата возможна только при проведении вычислительных экспериментов методами математического моделирования [A3—A5].

Создание методов, алгоритмов и программ бортовой автономной навигационной системы для околоземных космических аппаратов [A6] потребовало использования опыта обработки наземных траекторных измерений [A7].

Разработка методов математического моделирования работы бортовой навигационной системы и системы управления космическим аппаратом на стендах полунатурных испытаний требует описания динамической системы и небесно-механической интерпретации траекторных измерений. Актуальной задачей является разработка математических моделей радиосигнала космических систем спутниковой навигации в разрывном навигационном поле [A8].

Актуальной задачей является разработка математической модели системы управления космическим аппаратом отечественной лунной программы, особенностью которой является контур обратной связи с результатом бортового решения навигационной задачи [A9—A12].

Важной задачей является проектирование полётов космических аппаратов в Солнечной системе на основе быстро выполняемого статистического моделирования перелётных траекторий между небесными телами с использованием

реализованного комплекса программ по решению задач навигационного обеспечения и управления движением [A13—A18]. Эффективная работа созданного программного комплекса подтверждена лётными испытаниями. Статистическое моделирование траекторий позволяет оперативно отвечать на актуальные вопросы баллистического проектирования при разработке эскизных проектов исследования космического пространства [A19—A21].

Целью диссертационной работы является создание методов и алгоритмов математического моделирования для повышения вероятности успеха реализации перспективных отечественных проектов исследования ближнего и дальнего космоса, а также создание комплексов программ на отечественной вычислительной технике для работы на борту космического аппарата.

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе решены следующие **задачи**.

1. Созданы численные методы, алгоритмы и комплекс бортовых программ автономной навигационной системы космического аппарата, которая позволяет определять орбиту по малому количеству видимых навигационных спутников.
2. Создан комплекс бортовых программ режимов управления движением космического аппарата с посадкой на поверхность Луны. Выполнено математическое моделирование работы бортовых систем навигации и управления при выполнении посадки на поверхность Луны.
3. Создан унифицированный программный комплекс статистического моделирования пучков перелётных траекторий между телами Солнечной системы. Создан инструмент, позволяющий оперативно анализировать варианты при баллистическом проектировании перспективных космических проектов. Решённая задача позволила выявить новые направления научных исследований в области баллистического проектирования.

Научная новизна.

1. Впервые разработан численный метод определения орбиты на борту космического аппарата, выходящего за пределы навигационного поля спутниковых навигационных систем. Реализован комплекс программ для отечественного бортового компьютера.
2. Впервые разработана архитектура автономной навигационной системы, обеспечивающая реализацию функций баллистического центра на борту космического аппарата, работающего в режиме реального времени.
3. Выполнено оригинальное исследование обнаружения аномальных измерений траектории движения космического аппарата, в результате создан критерий идентификации и отбраковки аномальных измерений.

Теоретическая значимость диссертационной работы состоит в создании архитектуры, методов, алгоритмов и комплекса программ автономной навигационной системы, предназначенной для работы на борту космического аппарата в разрывном навигационном поле. Созданный инструмент баллистического проектирования позволяет теоретически рассчитывать и анализировать множество

траекторий перелётов в Солнечной системе, а также выявлять новые направления научных исследований в этой области.

Практическая значимость.

1. Разработанные методы, алгоритмы и программы используются в составе бортовой автономной навигационной системы шести космических аппаратов на орбитах с большим эксцентриситетом.
2. Выполнено исследование навигационных алгоритмов в перспективных проектах исследования Луны и разработаны комплексы программ управления движением космического аппарата, включая посадку на поверхность.
3. Разработанные методы и алгоритмы использовались в навигационном обеспечении полёта космических аппаратов научного назначения «МКА-ФКИ (ПН1) «Зонд-ПП», «МКА-ФКИ (ПН2) «Рэлек», «Спектр-РГ» и разгонного блока «Фрегат» при запусках с космодрома во Французской Гвиане.
4. Методы, алгоритмы и программы включены в бортовой программный комплекс управления режимами движения и в стенды аппаратно-программной отладки систем космического аппарата «Луна-25» при наземной отработке и проведении лётно-конструкторских испытаний.

Методология и методы исследования. Исследование использует фундаментальные методы определения параметров движения космического аппарата по данным траекторных измерений Э.Л. Акима и Т.М. Энеева. Несмотря на то, что с момента выхода статьи прошло более полувека, предложенные алгоритмы сохранили свою актуальность и в наше время. Разработанный итерационный алгоритм определения орбиты на борту космического аппарата использует комбинированное применение расширенного фильтра Калмана и метода максимального правдоподобия. Интегрирование уравнений движения космического аппарата выполняется с использованием методов Рунге-Кутты с постоянным шагом, метода Дорманда-Принца и модифицированного метода Адамса с переменным шагом. При обработке наземных и бортовых траекторных измерений для минимизации функционала применены методы Гаусса-Ньютона и Левенберга-Макардта. Для определения количества виртуальных траекторий при статистическом моделировании используется формула Резерфорда. При построении схем межпланетных перелётов использованы инструменты баллистического проектирования: интеграл Якоби и параметр Тиссерана, диаграмма Тиссерана-Пуанкаре и статистическое моделирование с использованием метода И.М. Соболя. Внешнее функциональное программное обеспечение не использовалось, комплексы программ для проведения вычислительных экспериментов методами математического моделирования разработаны автором на языке Си. При построении комплексов программ обработки наземных траекторных измерений использовались интерпретаторы `bash`, `awk` и `Python`.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Впервые разработан численный метод определения орбиты на борту космического аппарата, выходящего за пределы навигационного поля спутниковых навигационных систем. Реализован комплекс программ для отечественного бортового компьютера, что соответствует п. 1 специальности.
2. Впервые разработана архитектура автономной навигационной системы, которая обеспечивает реализацию функций баллистического центра и работает в режиме реального времени на борту космического аппарата, что соответствует п. 2 специальности.
3. Разработан рекуррентный метод фильтрации измерений при обеспечении слежения за сигналами навигационных систем для сокращения используемой памяти бортового компьютера, что соответствует п. 2 специальности.
4. Разработан численный метод минимизации ошибки вычислений при интегрировании уравнений движения и формировании матрицы нормальных уравнений метода наименьших квадратов при обработке измерений на борту космического аппарата, что соответствует п. 2 специальности.
5. Разработан быстродействующий метод вычисления на борту космического аппарата гравитационных возмущений от Луны и Солнца, что соответствует п. 2 специальности.
6. Выполнено оригинальное исследование выявления аномальных измерений траектории движения космического аппарата, в результате создан критерий идентификации и отбраковки аномальных измерений, что соответствует п. 8 специальности.
7. Создан инструмент, позволяющий оперативно анализировать варианты при баллистическом проектировании перспективных космических проектов. Созданы методы и алгоритмы поиска оперативного решения задач нахождения окон старта при полётах в Солнечной системе и определения соответствующих начальных условий с учётом полной модели гравитационных возмущений. Получено Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ, что соответствует п. 3 специальности.
8. Разработаны численные методы определения параметров движения космического аппарата, которые позволили решить задачи высокоточного определения орбиты низкоорбитальных космических аппаратов с использованием измерений одного наземного измерительного пункта и бортовой телеметрической информации, что соответствует п. 1 специальности.
9. Методы, алгоритмы и программы включены в бортовой программный комплекс управления режимами движения и в стенды аппаратно-программной отладки систем космического аппарата «Луна-25»

при наземной отработке и проведении лётно-конструкторских испытаний, что соответствует п. 3 специальности.

Достоверность полученных научных результатов диссертационной работы подтверждена работой навигационной системы на шести космических аппаратах на орбитах с большим эксцентриситетом. Правильность и безотказность разработанных комплексов программ подтверждена лётными испытаниями космических аппаратов научного назначения «МКА-ФКИ (ПН1) «Зонд-ПП», «МКА-ФКИ (ПН2) «Рэле́к», «Спектр-РГ», запусками разгонного блока «Фрегат» с космодрома во Французской Гвиане. Методы математического моделирования с проведением вычислительных экспериментов, разработанные бортовые и наземные комплексы программ обеспечили впервые за последние пятьдесят лет перелёт и выход на орбиту искусственного спутника Луны космическим аппаратом «Луна-25».

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались на:

- семинаре «Математическое моделирование» (рук. член-корр. РАН В.Ф. Тишкин и д-р. физ.-мат. наук А.А. Кулешов, 14 ноября 2024 г.;
- XII Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, г. Уфа, 23 августа 2019 г. [A22];
- семинаре «Фундаментальная и прикладная математика в космических исследованиях» под рук. проф. А.М. Савчука и И.В. Садовничей кафедры фундаментальной и прикладной математики факультета космических исследований;
- семинаре ИПМ им. М.В. Келдыша РАН «Механика и управление движением» (рук. д-р. физ.-мат. наук М.Ю. Овчинников, д-р. физ.-мат. наук Ю.Ф. Голубев);
- семинаре сектора ИПМ им. М.В. Келдыша РАН «Механика и управление движением космических аппаратов» (рук. д-р. физ.-мат. наук А.Г. Тучин).
- семинаре «Задачи динамики и управления в проекте «Спектр-РГ», Таруса, 27 ноября 2019 г.;
- XXXIX Академических чтения по космонавтике, Москва, январь 2015 г. [A23];
- XXXVIII Академических чтения по космонавтике, Москва, январь 2014 г. [A24];
- XXXVII Академических чтениях по космонавтике, Москва, январь 2013 г. [A25];
- XXXV Академических чтениях по космонавтике, Москва, январь 2011 г. [A26].

Личный вклад. Все результаты диссертационной работы получены лично автором. Пять публикаций написаны автором единолично. Автором единолично разработаны методы, алгоритмы и комплексы программ для бортового вычислительного комплекса по определению геостационарных орбит

и орбит с большим эксцентриситетом, включая реализацию операционных систем для решения навигационных задач и приёма измерений на отечественных процессорах. В решении задач баллистического проектирования предложено использовать метод И.М. Соболя для моделирования траекторий. Совместно с А.С. Гаммалом разработан бортовой программный комплекс управления движением космического аппарата «Луна-25».

Публикации. Основные результаты по теме диссертации изложены в 70 печатных изданиях, 59 из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК, 24 — в периодических научных журналах, индексируемых Web of Science и Scopus, 8 — в тезисах докладов, 2 — в монографиях. 5 работ опубликовано без соавторов. Зарегистрирована 1 программа для ЭВМ.

Содержание работы

Во **введении** обосновывается актуальность исследований, проводимых в рамках данной диссертационной работы, приводится обзор научной литературы по изучаемой проблеме, формулируется цель, ставятся задачи работы, излагается научная новизна, теоретическая и практическая значимости представляемой работы. Приведена методология и методы исследования в диссертационной работе. Подтверждена достоверность полученных научных результатов. Приведена информация о личном вкладе соискателя и об апробации работы.

В **первой главе** решается **задача** навигационного обеспечения полёта космического аппарата (КА) по определению параметров его движения с использованием наземных траекторных измерений и бортовых измерений навигационной аппаратуры потребителя (НАП). **Решение** задачи показало возможность использования одного наземного измерительного пункта (НИП) при навигационном обеспечении полёта КА.

Навигационное обеспечение полёта КА является неотъемлемой частью реализации космических проектов и интерпретации научных экспериментов. В решении навигационных задач определяющим является состав измерений, в диссертации определение орбиты КА происходит по данным наземных траекторных измерений и данных бортовых систем [A7; A27—A31].

Обработка траекторных измерений включает локальную обработку, функцией которой является выявление и удаление из дальнейшей обработки измерений, содержащих аномальные ошибки. Локальная обработка измерений проводится до определения параметров движения КА и требует наличия начального приближения орбиты, которое позволяет анализировать не сами измерения, а их рассогласования с расчётными значениями [A3; A7].

Небесно-механическая интерпретация измерений [A32—A34] представляет собой получение из измеряемых величин значений параметров движения КА и учёт систематических ошибок, возникающих из-за свойств среды распространения сигнала и специфики работы аппаратуры. Основой небесно-механической

интерпретации траекторных измерений являются функции – расчётные аналоги, которые связывают параметры движения КА с измеряемыми параметрами.

Для определения параметров движения КА может быть привлечена априорная информация о траектории, содержащая ожидаемые значения отдельных функций параметров траектории с соответствующими им вероятностными характеристиками возможных ошибок. В качестве априорной информации возможно использование результатов обработки измерений предыдущих участков траектории КА.

Расчётный аналог множества траекторных измерений описывается векторной функцией, определяемой моделью движения КА и вектором параметров небесно-механической интерпретации измерений, и содержит: положение НИП на поверхности Земли, параметры среды распространения радиосигнала (тропосферы [A3] и ионосферы [A35; A36]), параметры задержки сигнала в измерительной наземной и бортовой аппаратуре [A3].

В детерминированных алгоритмах определения параметров движения КА наибольшую популярность получил метод наименьших квадратов (МНК) с итерационной обработкой траекторных измерений [1]. Предложенный метод определения орбиты КА сохраняет свою актуальность и в настоящее время [A37, с. 274], [A38, с. 194].

Пусть $\xi = \tilde{\Psi} - \Psi(\mathbf{q})$ – невязка измеренных и расчётных значений, тогда минимизируемый функционал имеет вид

$$\Phi = \xi^T \mathbf{W} \xi, \quad (1)$$

где \mathbf{W} – диагональная весовая матрица $n \times n$, n – количество измерений. Решением навигационной задачи является вектор $\mathbf{q}_0 = \mathbf{q}(t_0)$ на момент времени t_0 . Минимизация функционала Φ выполняется методом Гаусса-Ньютона с решением нормального уравнения метода наименьших квадратов

$$\mathbf{A} \cdot \Delta \mathbf{q} = -\mathbf{b},$$

$$\mathbf{A} = \left(\sum_{i=1}^n \left(\left(\frac{\partial \xi_i}{\partial \mathbf{q}_0} \right)^T \cdot w_i \cdot \frac{\partial \xi_i}{\partial \mathbf{q}_0} \right) \right), \quad \mathbf{b} = \sum_{i=1}^n \left(\left(\frac{\partial \xi_i}{\partial \mathbf{q}_0} \right)^T \cdot w_i \cdot \xi_i \right),$$

где $\Delta \mathbf{q} = \mathbf{q}_0^{(s)} - \mathbf{q}_0^{(s-1)}$ – поправка к искомому вектору неизвестных параметров \mathbf{q} . Для матрицы Якоби имеем

$$\frac{\partial \xi}{\partial \mathbf{q}_0} = \frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}_0} \cdot \frac{\partial \xi}{\partial \mathbf{q}(t)} = -\frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}_0} \cdot \frac{\partial \Psi(\mathbf{q}(t))}{\partial \mathbf{q}(t)} = -\frac{\partial \mathbf{q}(t)}{\partial \mathbf{q}_0} \cdot \frac{\partial \Psi(\mathbf{q})}{\partial \mathbf{q}}, \quad (2)$$

где вектор $\partial \Psi(\mathbf{q})/\partial \mathbf{q}(t)$ определяется небесно-механической интерпретацией измерений, а матрица $\partial \mathbf{q}(t)/\partial \mathbf{q}_0$ определяется интегрированием уравнений в вариациях.

Под измерениями запросной наклонной дальности [A33]

$$\Psi^\theta(t_{нрм}) = \frac{1}{2} (|\mathbf{r}_{нип}(t_{ком} + \Delta t_{нип}) - \mathbf{r}_{ка}(t_{изл})| + |\Delta \mathbf{r}|) + \Delta \tau_{трон} + \Delta \tau_{ион} - \Delta \tau_{ант}, \quad \Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_{нип}(t_{нрм} - \Delta t_{нип}) - \mathbf{r}_{ка}(t_{изл} + \Delta t_{ка}), \quad (3)$$

понимают измерения задержки сигнала по трассе: передающая антенна НИП – КА – приёмная антенна НИП, которые привязываются к моменту времени приёма $t_{нрм}$. В (3): $\mathbf{r}_{нип}(t_{ком} + \Delta t_{нип})$ – вектор положения НИП на момент времени $t_{ком} + \Delta t_{нип}$ реального излучения сигнала на борт КА с учётом задержки $\Delta t_{нип}$ на НИП в инерциальной системе координат (ИСК); $\mathbf{r}_{ка}(t_{изл})$ – вектор положения КА в момент времени приёма сигнала на его борту; $\mathbf{r}_{ка}(t_{изл} + \Delta t_{ка})$ – вектор положения КА в момент времени переизлучения сигнала с борта КА с учётом задержки $\Delta t_{ка}$; $\mathbf{r}_{нип}(t_{нрм} - \Delta t_{нип})$ – вектор положения НИП в момент времени приёма $t_{нрм} - \Delta t_{нип}$ переизлучённого сигнала на НИП с учётом задержки $\Delta t_{нип}$ на НИП; $\Delta \tau_{троп}$ – задержка, вызванная распространением сигнала в тропосфере Земли [A3]; $\Delta \tau_{ион}$ – задержка, вызванная распространением сигнала в ионосфере Земли [A35; A36]; $\Delta \tau_{ант}$ – антенная поправка, определяемая смещением фазового центра антенны НИП относительно точки привязки [A3].

В соотношении (3) известной величиной является время $t_{нрм} - \Delta t_{нип}$ приёма измерения на НИП, по которому находится момент времени $t_{изл} + \Delta t_{ка}$ из решения светового уравнения, которое решается итерационным методом. При котором на нулевом шаге итерации $t_{изл}^{(0)} + \Delta t_{ка} = t_{нрм} - \Delta t_{нип}$, а на шаге s итерации

$$t_{изл}^{(s)} + \Delta t_{ка} = t_{нрм} - \Delta t_{нип} - \frac{1}{c} \cdot \left| \mathbf{r}_{ка} \left(t_{изл}^{(s-1)} + \Delta t_{ка} \right) - \mathbf{r}_{нип} \left(t_{нрм} - \Delta t_{нип} \right) \right|,$$

где c – скорость света. По найденному времени $t_{изл}$ находится момент времени $t_{ком} + \Delta t_{нип}$ с НИП из итерационного решения уравнения

$$t_{ком}^{(s)} + \Delta t_{нип} = t_{изл} - \frac{1}{c} \cdot \left| \mathbf{r}_{нип} \left(t_{ком} + \Delta t_{нип} \right) - \mathbf{r}_{ка} \left(t_{изл} \right) \right|,$$

где $t_{ком}^{(0)} + \Delta t_{нип} = t_{изл}$.

Для формирования матрицы Якоби, входящей в соотношение (2) при определении орбиты КА справедливо:

$$\frac{\partial \Psi^{\phi}}{\partial \mathbf{r}_{ка}} = \frac{\Delta \mathbf{r}}{|\Delta \mathbf{r}|}, \quad \frac{\partial \Psi^{\phi}}{\partial \mathbf{v}_{ка}} = \mathbf{0}.$$

Расчётное значение радиальной скорости на момент времени приёма $t_{нрм}$ определяется соотношением [A3]

$$\Psi^c(t_{нрм}) = \frac{(\Delta \mathbf{r}, \Delta \mathbf{v})}{|\Delta \mathbf{r}|}, \quad \Delta \mathbf{v} = \mathbf{v}_{нип}(t_{нрм} - \Delta t_{нип}) - \mathbf{v}_{ка}(t_{изл} + \Delta t_{ка}),$$

$\mathbf{v}_{ка}$, $\mathbf{v}_{нип}$ – векторы скорости КА и НИП в ИСК. Для измеренного значения радиальной скорости, зависящего от измерения принимаемой на НИП частоты $f_{нрм}^{нип}$

$$\tilde{\Psi}_i^c = c \cdot \frac{1 - A}{1 + A}, \quad A = \frac{1}{\chi} \frac{f_{нрм}^{нип}}{f_n - \frac{1}{\chi} \Delta f_{дон}},$$

где f_n – номинальная частоты излучения по трассе НИП–КА, $\Delta f_{доп}$ – доплеровское смещение частоты сигнала при приёме на борту КА, $\chi < 1$ – коэффициент понижения частоты на борту КА.

Для формирования матрицы Якоби, входящей в соотношение (2) при определении орбиты КА, справедливы соотношения:

$$\frac{\partial \Psi^c}{\partial \mathbf{r}_{КА}} = \frac{\Delta \mathbf{v}}{|\Delta \mathbf{r}|} - \frac{\Delta \mathbf{r}}{|\Delta \mathbf{r}|^3} (\Delta \mathbf{r}, \Delta \mathbf{v}), \quad \frac{\partial \Psi^c}{\partial \mathbf{v}_{КА}} = \frac{\Delta \mathbf{r}}{|\Delta \mathbf{r}|}.$$

Данные бортовой кинематических векторов положения $\tilde{\mathbf{r}}$ и скорости $\tilde{\mathbf{v}}$ НАП, работающей по радиосигналам спутниковых навигационных систем, рассматриваются как измерения в ИСК. Для кинематических векторов НАП [A39] матрица Якоби, входящая в соотношение (2) является единичной матрицей

$$\frac{\partial \Psi(\mathbf{q})}{\partial \mathbf{q}} = \frac{\partial (\tilde{\mathbf{r}}, \tilde{\mathbf{v}})}{\partial (\mathbf{r}_{КА}, \mathbf{v}_{КА})} = \mathbf{E}_6.$$

При больших размерах антенны и отражателя антенная поправка (3) определяется соотношением [A3]

$$\Delta \tau_{ант} = \Delta r_{ант} + h_{ант} \sin \gamma,$$

где $\Delta r_{ант}$ – вынос антенны относительно отражателя, $h_{ант}$ – высота антенны, γ – угол места. Отметим, что для антенны ТНА–1500 в Медвежьих Озёрах параметры $h_{ант} \approx 25.25$ м и $\Delta r_{ант} \approx 4.33$ м, что для антенной поправки составляет $\Delta \tau_{ант} \approx 20$ м.

В диссертации представлен метод устранения ионосферной задержки сигнала $\Delta \tau_{ион}$ (3) непосредственно на НИП в момент проведения траекторных измерений. По двухчастотным дальномерным n измерениям Ψ_i^{L1} и Ψ_i^{L2} систем спутниковой навигации для НИП полная электронная концентрация определяется соотношением [A35; A36]

$$\text{ТЕС}_{\text{НИП}}(t) = \frac{f_{L1}^2 f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \frac{1}{40.3} \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\Psi_i^{L2} - \Psi_i^{L1}) \sqrt{1 - \left(\frac{R_3}{R_3 + h_{ион}} \right)^2 \sin^2 \gamma_i},$$

где γ_i – угол места навигационных спутников при приёме сигнала на частотах f_{L1} и f_{L2} , R_3 – экваториальный радиус Земли, $h_{ион}$ – высота ионосферного слоя. Задержка сигнала $\Delta \tau_{ион}$ на частоте $f_{\text{нрм}}^{\text{НИП}}$ получения траекторных измерений определяется соотношением

$$\Delta \tau_{ион} = \frac{40.3}{(f_{\text{нрм}}^{\text{НИП}})^2} \text{ТЕС}_{\text{НИП}}(t) \left(1 - \left(\frac{R_3}{R_3 + h_{ион}} \right)^2 \sin^2 \gamma \right)^{-1/2}.$$

При решении задач навигационного обеспечения и баллистического проектирования используется модель, в которой движение центра масс КА описывается дифференциальными уравнениями в нормальной форме Коши [A37, с. 244].

Для $\mathbf{x} = (\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T)^T$ с кинематическими векторами положения \mathbf{r} и скорости \mathbf{v} в ИСК

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_0 &= \mathbf{x}(t_0), \quad \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) = (\mathbf{v}^T, \dot{\mathbf{v}}^T)^T, \\ \dot{\mathbf{v}} &= \sum_{nm} \mathbf{c}_{nm} + \sum_{nm} \mathbf{M}_{nm}^{\text{ИСК}} \mathbf{g}_{nm} + \sum_{nm} \mathbf{M}_{nm}^{\text{ИСК}} \mathbf{a}_{nm} + \mathbf{f}_{c\delta} + \mathbf{f}_{\text{ДУ}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где \mathbf{x}_0 – вектор НУ; $\sum_{nm} \mathbf{c}_{nm}$ – суммарное возмущающее ускорение центральных частей поля тяготения небесных тел; $\mathbf{M}_{nm}^{\text{ИСК}}$ – матрица перехода из системы координат (СК), связанной с фигурой центрального небесного тела в ИСК; \mathbf{g}_{nm} – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью гравитационного поля; \mathbf{a}_{nm} – возмущающие ускорения атмосферы небесного тела; $\mathbf{f}_{c\delta}$ – возмущающие ускорения сил солнечной радиации, действующие на КА; $\mathbf{f}_{\text{ДУ}}$ – возмущающие ускорения двигательной установки (ДУ).

Для решения навигационных задач, связанных с движением центра масс КА, необходимо знать матрицу частных производных $\partial \mathbf{x} / \partial \mathbf{x}_0$, входящую в $\partial \mathbf{q}(t) / \partial \mathbf{q}_0$ (2). Для матрицы Якоби справедливо уравнение в вариациях

$$\frac{\partial \dot{\mathbf{x}}}{\partial \mathbf{x}_0} = \frac{\partial \dot{\mathbf{x}}}{\partial \mathbf{x}} \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0} = \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0}, \quad \frac{\partial \dot{\mathbf{x}}(t_0)}{\partial \mathbf{x}_0} = \mathbf{E}_6, \quad \frac{\partial \mathbf{F}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} = \begin{pmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{E}_3 \\ \frac{\partial \dot{\mathbf{v}}_{\text{КА}}}{\partial \mathbf{r}_{\text{КА}}} & \frac{\partial \dot{\mathbf{v}}_{\text{КА}}}{\partial \mathbf{v}_{\text{КА}}} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

При решении навигационной задачи дифференциальные уравнения (5) интегрируются совместно с уравнениями движения (4).

В диссертационной работе при решении задач навигационного обеспечения для расчётов влияния верхней атмосферы Земли и Венеры на полёт КА разработан алгоритм прогноза

$$F_{10.7}(t + \Delta t) = \bar{F} + \left(\sum_{k=1}^6 x_k f_k - \bar{F} \right) e^{-0.08\Delta t}, \quad \bar{F} = \frac{1}{\Delta_{31}} \sum_{\tau=0}^{\Delta_{31}-1} F_{10.7}(t - \tau),$$

индекса солнечной активности $F_{10.7}$ в $10^{-22} \text{Вт} / (\text{м}^2 \text{Гц})$, где

$$f_1 = 1, f_2 = \Delta t, f_3 = \sin 2\bar{\Delta}, f_4 = \cos 2\bar{\Delta}, f_5 = \sin \bar{\Delta}, f_6 = \cos \bar{\Delta},$$

$\bar{\Delta} = 2\pi\Delta t / \Delta_{27}$, Δ – интервал в сутках. Определение неизвестного вектора $\mathbf{x} = \{x_i\}$ производится МНК:

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= (\mathbf{F}^T \mathbf{W} \mathbf{F})^{-1} \mathbf{F}^T \mathbf{W} \mathbf{y}, \\ \mathbf{y} &= \{F_{10.7}(t - \Delta_d)\}, \mathbf{F} = (\{f_1(-\Delta_d)\}, \dots, \{f_6(-\Delta_d)\}), \end{aligned}$$

где $d = 90 \dots 0$, \mathbf{W} – диагональная матрица с диагональными элементами $\exp(-0.21 \cdot \Delta_d)$, запись $\{\}$ означает вектор-столбец из соответствующих элементов. Среднеквадратичная ошибка (СКО) прогноза индекса $F_{10.7}$ составила на 27 суток $10^{-22} \text{Вт} / (\text{м}^2 \text{Гц})$.

«МКА-ФКИ (ПН1)» и «МКА-ФКИ (ПН2)» [A7] – малые КА научного назначения осуществляющие полёт на низких солнечно-синхронных орбитах.

Разработанные в диссертации алгоритмы обеспечивали решение навигационной задачи по обработке измерений НАП и наземных траекторных измерений с определением параметров движения КА.

При формировании априорной информации в виде диагональной весовой матрицы \mathbf{W} (1) использовались значения СКО $\sigma^d = 10$ м для измерений наклонной дальности, $\sigma^r = 50$ м для измерений компонентов вектора положения НАП и $\sigma^v = 25$ см/с для измерений компонентов вектора скорости НАП. СКО остаточных невязок измерений НАП на семи сутках составляла 10 м по положению и 15 см/с по скорости. СКО остаточных невязок измерений радиальной дальности НИП в Медвежьих Озёрах составляла 19.7 м. Хорошее согласование результатов определения орбиты только по НАП и только по НИП в пределах сотни метров позволило проводить одновременную обработку этих измерений для минимизации (1) с выставлением весовых коэффициентов, соответствующих приведённым выше остаточным невязкам. Точность определения орбиты КА в прогнозе на одни сутки составляет около 5 метров в радиальном направлении и бинормали, а по трансверсали 90.9 м.

Выявлено, что для прогноза параметров движения КА по измерениям НАП требуется их дополнительная обработка, так как ошибка прогноза вектора по таким данным составляет 1.7 км по положению и 1.6 м/с по скорости через 0.6 витка на солнечно-синхронных орбитах, что подтверждается результатами обработки измерений НАП КА «Университетский – Татьяна» и НАП разгонного блока (РБ) «Фрегат».

Факт ошибочной привязки данных двустрочных элементов к «МКА-ФКИ (ПН2)» ставит под сомнение возможность их использование в первые недели полёта. Идентификация КА зарубежными станциями в первые сутки полёта не предусмотрена. Решена задача идентификации массивов данных двустрочных элементов и их принадлежность к КА «TabletSat-Aurora» при групповом запуске. Для задачи согласования были построены кинематические векторы положения и скорости в ИСК с использованием модели движения, определяемой параметрами двустрочных элементов. Эти кинематические векторы использовались как измерения для определения начальных условий каждого рассматриваемого объекта на момент времени отделения. Сравнение полученных начальных условий в орбитальной СК с вектором кинематических параметров РБ на момент отделения однозначно даёт ответ на принадлежность наборов двустрочных элементов к определённому КА.

В диссертационной работе решена новая задача навигационного обеспечения в задаче по контролю выведения РБ «Фрегат» вне зоны видимости отечественных наземных измерительных средств. При решении задач навигационного обеспечения запусков из Французской Гвианы проводилось определение параметров движения центра масс головного блока на всех пассивных участках полёта по результатам бортовых траекторных измерений, получаемых НАП,

и измерений бортовой гиросtabilизированной платформы. Каждый из 27 запусков потребовал проведения баллистического анализа и моделирования работы бортовых навигационных систем.

Математическая модель работы ДУ РБ «Фрегат» определяет вектор возмущающих ускорений, входящий в (4). Интервал работы РБ разбивается на кусочно-линейные функции по изменению направления и величины тяги, изменению ориентации РБ. Для вектора возмущающих ускорений на момент времени t можем записать

$$\mathbf{f}_{\text{ДУ}}(t) = \frac{1}{m(t_0) - \dot{m} \cdot (t - t_0) \Delta t} \mathbf{M}_{\text{ИСК}}^{\text{ИСК}} \cdot \mathbf{M}_{\text{ССК}}^{\text{ИСК}}(t) \cdot \mathbf{e} \cdot p, \quad \mathbf{e} = (-1, 0, 0)^T,$$

где $\mathbf{M}_{\text{ИСК}}^{\text{ИСК}}$ – матрица связи начальной стартовой СК и ИСК, которая определяется перед стартом; $\mathbf{M}_{\text{ССК}}^{\text{ИСК}}(t)$ – матрица связи связанной системы координат с начальной стартовой СК, которая определяется текущей ориентацией РБ, p – величина тяги двигателя, \mathbf{e} – единичный вектор направления тяги в связанной СК, \dot{m}_i – скорость истечения массы.

Использование данных углов места и азимута на станции приёма телеметрии «Перт» как измерений позволило определить орбиту и ориентацию РБ при нештатном выведении двух европейских КА «Галилео-ФОС». Для контроля выведения РБ «Фрегат» в диссертации созданы методы и алгоритмы автоматического построения программ обработки в зависимости от полётного задания, которое включает циклограмму полёта и параметры проведения манёвров с использованием ДУ.

С использованием разработанных численных методов и программного комплекса выполнена реконструкция орбитального полёта КА «Восток-1» по ограниченному составу наблюдений от момента времени старта ракеты-носителя до катапультирования Ю.А. Гагарина из спускаемого аппарата.

Проведены расчёты величины и направления импульса тормозной ДУ (ТДУ) для обеспечения требуемого угла $\alpha_{\text{амм}}$ входа в атмосферу Земли. Пусть $\mathbf{r}_{\text{ТДУ}}, \mathbf{v}_{\text{ТДУ}}$ – положения и скорости в ИСК на момент времени манёвра торможения $t_{\text{ТДУ}}$ до выполнения импульса, $\varphi_{\text{ТДУ}}$ – угол направления выдачи импульса относительно вектора скорости КА, тогда вектор начальных условий $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_{\text{ТДУ}})$ (4) после выполнения импульса ТДУ определяется соотношениями:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_0 &= (\mathbf{r}_{\text{ТДУ}}^T, (\mathbf{v}_{\text{ТДУ}} + \Delta \mathbf{v}_{\text{ТДУ}})^T)^T, \\ \Delta \mathbf{v}_{\text{ТДУ}} &= -\Delta v_{\text{ТДУ}} \mathbf{M}_{\text{ОСК}}^{\text{ИСК}} (\sin \varphi_{\text{ОСК}}, \cos \varphi_{\text{ОСК}}, 0)^T, \quad \varphi_{\text{ТДУ}} = \arccos \frac{(\mathbf{v}_{\text{ТДУ}}, \Delta \mathbf{v}_{\text{ТДУ}})}{|\mathbf{v}_{\text{ТДУ}}| |\Delta \mathbf{v}_{\text{ТДУ}}|}, \\ \mathbf{M}_{\text{ОСК}}^{\text{ИСК}} &= (\mathbf{e}_x \mathbf{e}_y \mathbf{e}_z), \quad \mathbf{e}_x = \mathbf{r}_{\text{ТДУ}} / |\mathbf{r}_{\text{ТДУ}}|, \quad \mathbf{e}_z = \mathbf{e}_x \times \mathbf{v}_{\text{ТДУ}} / |\mathbf{v}_{\text{ТДУ}}|, \quad \mathbf{e}_y = \mathbf{e}_z \times \mathbf{e}_x. \end{aligned}$$

Угол входа в атмосферу Земли определяется по формуле

$$\alpha_{\text{амм}} = \frac{\pi}{2} - \arccos \frac{(\mathbf{r}(t_{\text{амм}}), \mathbf{v}(t_{\text{амм}}))}{|\mathbf{r}(t_{\text{амм}})| |\mathbf{v}(t_{\text{амм}})|},$$

где $t_{амм}$ – определяемое время прохождения КА высоты 100 км. Минимизация функционала

$$\Phi = ||\mathbf{r}_{омд}|| - (R_3 + h) + |\alpha_{амм} - 2.013^\circ|,$$

где $\mathbf{r}_{омд} = \mathbf{r}(t_{омд})$, $t_{омд}$ – определяемое время катапультирования, а h – высота 7 км, для определения неизвестных $\varphi_{оск}$ и $\Delta v_{тдв}$ производилась методом наискорейшего спуска

$$\mathbf{q}^{(s)} = \mathbf{q}^{(s-1)} - \mathbf{J}^{-1} (||\mathbf{r}_{омд}|| - (R_3 + h), \alpha_{амм} - 2.013^\circ)^T, \\ \mathbf{q} = (\varphi_{оск}, \Delta v_{тдв})^T, \mathbf{J} = \partial (||\mathbf{r}_{омд}||, \alpha_{амм})^T / \partial \mathbf{q}$$

Найденное в ходе решения краевой задачи значение $\varphi_{тдв}$ составило 0.043° , при котором КА входил в атмосферу Земли на высоте 100 км в момент времени $t_{амм}$ 10:38:34 под углом $\alpha_{амм} = 2.013^\circ$ с $\Delta v_{тдв} = 132$ м/с. Найденное значение $\Delta v_{тдв}$ совпадает с данными бортового интегратора.

Опыт обработки измерений параметров движения КА, представленный в диссертации, показал, что в составе измерений может присутствовать достаточно большое число аномальных измерений, которые могут быть объяснены сбоями аппаратуры, ошибками приёма сигнала при его захвате и потере, задержками в тропосфере и ионосфере Земли. Пусть имеется n траекторных измерений $\tilde{\Psi}_i$ на моменты времени t_i и их рассогласования

$$\xi_i = \tilde{\Psi}_i - \Psi_i(t_i), \quad i = 1, \dots, n \quad (6)$$

с расчётными значениями Ψ_i [A32–A34].

Оценка дисперсии $\sigma_{\Delta\xi}^2$ случайной величины ξ_i , параметров a и b получаются из условий минимизации функции $\sum_{i=1}^n (\xi_i - (at_i + b))^2$. Для ξ_i (6) рассматривается нормированная случайная величина $\bar{\xi}_i = \xi_i / \sigma_{\Delta\xi}$ для которой строится линейная регрессия $\bar{\xi}_i = \bar{b} + \bar{a}t_i + \bar{\varepsilon}_i$, где σ_ε – СКО случайной величины $\bar{\varepsilon}_i$. Случайная величина γ_i имеет нулевое математическое ожидание и оценку дисперсии $\sigma_\gamma^2 = (\bar{a}^2 + 1)^{-1}$. Согласно закону нормального распределения и функции Лапласа Φ имеем

$$\gamma_i = (\bar{a}^2 + 1)^{-1/2} (\bar{\xi}_i - (\bar{b} + \bar{a}t_i)), \quad P(|\gamma / \sigma_\gamma| > |x|) = 2\Phi(-|x|).$$

Пусть функция $N_\gamma(x)$ определяет число случайных величин из выборки $\{\gamma_i\}$ нормального распределения, для которых $|\gamma / \sigma_\gamma| < |x|$, тогда

$$\frac{1}{n} N_\gamma(x) = 2\Phi(-|x|), \quad k(q) = N_\gamma\left(\Phi^{-1}\left(\frac{1}{2}q\right)\right) - qn.$$

Разработанный критерий заключается в том, что если $k(q) > 0$ для $0 \leq q \leq \frac{1}{2}$, то требуется отбраковать $k(q)$ измерений.

Для проведения вычислительного эксперимента смоделировано ошибка (СКО) априорного знания орбиты в орбитальной СК: в радиальном направлении 114 м, по трансверсали 240 м и по бинормали 26 м. Каждой компоненте вектора скорости добавлялась нормально распределенная случайная величина с нулевым математическим ожиданием и СКО по радиусу и по трансверсали орбиты 4 мм/с, а по бинормали 21 мм/с. Смоделировано 859 измерений наклонной дальности и внесена ошибка в виде нормально распределённой случайной величины с нулевым математическим ожиданием и СКО $\sigma_\delta = 50$ м. Для 40 % измерений добавлена ошибка, подчинённая равномерному закону распределения на интервале $[-250 \text{ м}, 250 \text{ м}]$. Применение разработанного алгоритма привело к отбраковке 23 % измерений. СКО остаточной невязки составило 53 м.

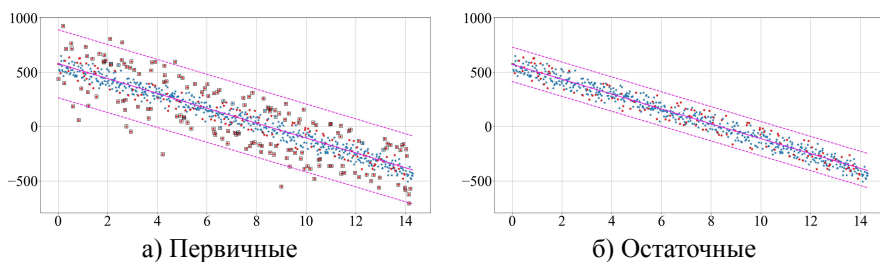


Рис. 1 — Невязки дальномерных измерений

На рис. 1 точками разного цвета показаны невязки измеренных и расчётных значений вдоль прямой линейной регрессии (сплошная красная линия). Пунктирными линиями изображены прямые, соответствующие $3\sigma_\varepsilon = 312.9$ м (рис. 1 а)). По оси абсцисс отложено время сеанса измерений в часах, а по оси ординат – значение невязки в метрах. Красные точки (343 измерения) соответствуют аномальным измерениям, а синие – обычным измерениям. Отмеченные квадратом красные точки соответствуют отбракованным с использованием критерия. Отбракованные 22.5 % аномалий показывают высокую эффективность предложенного критерия. На рис. (рис. 1 б)) изображены остаточные невязки с уровнем $3\sigma_\varepsilon = 157.8$ м, что соответствует значению $3\sigma_\delta$. Разработанный в диссертации метод может использоваться в локальной обработке любого состава измерений и оказался эффективным при использовании метода максимального правдоподобия на последующих этапах обработки.

Во второй главе рассматриваются методы, алгоритмы [A1; A4] и комплекс программ бортовой автономной навигационной системы (АНС) околоземных КА, разработка которых потребовала применения опыта обработки наземных траекторных измерений [A7]. **Задача** состоит в разработке численных методов, алгоритмов и их реализация на бортовом компьютере для определения орбиты КА. **Идея** заключается в использовании измерений спутниковых навигационных систем, предназначенных для наземного пользователя. **Проблема** заключается

в малом количестве видимых навигационных спутников на орбитах с большим эксцентриситетом (ВЭО) и геостационарных орбитах (ГСО). Используемый в полном навигационном поле алгоритм не применим. **Решение** заключается в применении законов динамики движения непосредственно при уточнении кинематических векторов положения и скорости, уходов шкалы времени и опорного генератора частоты. Созданные бортовые алгоритмы позволяют определять параметры движения КА по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем на ГСО, ВЭО и на низкоорбитальных космических объектах (НОКО) (рис. 2).

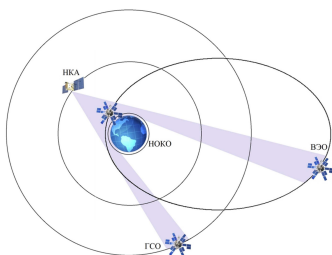


Рис. 2 — Положение КА и НКА



Рис. 3 — Схема построения АНС

Надёжность функционирования бортовой навигационной системы обеспечивается независимостью получения измерений навигационных КА (НКА) от результатов решения навигационной задачи [A2]. Указанная независимость обеспечивается использованием двух различных специализированных процессоров в составе бортового компьютера без организации контура обратной связи между ними [A6].

Разработанная архитектура АНС позволяет организовать управление вычислительным процессом в соответствии с требованиями прикладных задач; позволяет проводить независимое математическое моделирование процессов формирования измерительной информации и определение орбиты КА, что необходимо при отработке системы.

АНС ежесекундно выдаёт в центральный бортовой компьютер кинематические векторы положения и скорости КА, импульс сигнала точного времени и его цифровое значение по шкале московского времени. Время начала выдачи достоверной информации зависит от участка орбиты и её типа: на НОКО и на участке перигея ВЭО это время составляет примерно 1 мин, а на участке апогея ВЭО – через половину витка полёта после начала приёма сигналов НКА. Для ГСО время первого достоверного определения орбиты составляет один виток (24 часа). Для функционирования на НОКО и ВЭО, АНС не требует от ЦБК задания априорной информации об орбите КА и текущем времени, для ГСО такая информация может быть необходима.

В состав АНС входят два вычислителя: сигнальный (СП) и навигационный (НП) процессоры (рис. 3). СП обеспечивает первичную обработку радиотехнических сигналов ГЛОНАСС и GPS, включающую поиск и слежение с использованием коррелятора; передачу в НП дальномерных и скоростных измерений; приём информационной последовательности НКА. Получение измерений в СП происходит без целеуказаний для поиска сигналов НКА. Комплекс программ НП решает навигационную задачу определения орбиты КА и взаимодействует с центральным бортовым компьютером по интерфейсу бортовой сети КА. Созданная архитектура с двумя независимыми процессорами СП и НП позволяет организовать работу АНС в режиме реального времени с решением задач получения измерений и определения орбиты, функциональность которых обеспечивается различной организацией вычислительных процессов. Если в СП требуется обрабатывать данные корреляционной функции с коррекцией параметров формирования сигнала точного времени с периодом 1 мс, то в НП скоростные и дальномерные измерения обрабатываются с периодом 1 с. СП должен обладать возможностью целочисленных вычислений с высокой производительностью, а НП должен иметь возможность проводить операции вычислений с числами одинарной или двойной точности с плавающей запятой.

В АНС имеются три антенны (рис. 3): две диаметрально противоположные широконаправленные (А1) и (А2), одна остронаправленная (А3) для приёма сигналов на большом удалении от НКА. Антенны (А1) и (А2) позволяют принимать сигналы НКА на расстоянии до 40 тыс. км. Антенна (А3) предназначена для работы на ВЭО и ГСО с удалением от НКА до 80 тыс. км.

Гармонический радионавигационный сигнал в момент времени t можно представить в виде

$$s_t = A \cdot J_s(t) \cos(2\pi \cdot \omega_s \cdot t + \varphi_s), \quad (7)$$

где A – амплитуда сигнала, J_s – модулирующая функция, ω_s – несущая частота принимаемого сигнала, φ_s – смещение фазы несущей частоты принимаемого сигнала. Модулирующая функция $J_s = J_{\text{ПСП}} \cdot J_{\text{НКА}}$ принимает значения ± 1 , в зависимости от модулирующей последовательности $J_{\text{ПСП}}$ кода ПСП и модулирующей последовательности $J_{\text{НКА}}$ информационного кода НКА. Принятый в корреляторе СП сигнал представляется комплексной функцией в виде косинусоидальной и синусоидальных составляющих. По заданным значениям параметров управления ω , $\tau_{\text{ПСП}}$ и Φ коррелятор формирует сигнал и производит вычисления двух интегралов на интервале времени $t_{\text{ЭП}} = (\Omega_0/\Omega) \Delta t$, $\Delta t = 1$ мс:

$$\begin{aligned} I_D &= \int_0^{t_{\text{ЭП}}} s_t J(t - \tau_{\text{ПСП}}) \cos(2\pi\omega t + \Phi) dt, \\ I_M &= \int_0^{t_{\text{ЭП}}} s_t J(t - \tau_{\text{ПСП}}) \sin(2\pi\omega t + \Phi) dt, \end{aligned} \quad (8)$$

где J – дискретная функция модуляции.

Наряду с интегралами (8), коррелятор вычисляет разности действительной Δ_∂ и мнимой Δ_M частей сигнала между опережающей и задерживаемой ПСП с величиной задержки $\Delta\tau$:

$$\Delta_\partial = \int_0^{t_m} s_t \Delta J \cos(2\pi\omega t + \Phi) dt, \quad \Delta_M = \int_0^{t_m} s_t \Delta J \sin(2\pi\omega t + \Phi) dt,$$

$$\Delta J = J(t - \tau_{\text{ПСП}} + \Delta\tau) - J(t - \tau_{\text{ПСП}} - \Delta\tau).$$

Целью слежения за сигналом НКА с использованием коррелятора является определение неизвестных параметров ω , $\tau_{\text{ПСП}}$ и Φ управления, для которых значения I_M , Δ_∂ , Δ_M обращаются в ноль [A2]. Используя (8), можно получить мгновенное измерение фазы $\tilde{\varphi}$ и задержки $\tilde{\tau}$ сигнала в битах ПСП:

$$\tilde{\varphi} = \begin{cases} \arctan(I_M/I_\partial), & I_\partial \geq 0, \\ \arctan(I_M/I_\partial) + \pi, & I_\partial < 0, \end{cases} \quad \tilde{\tau} = \begin{cases} A/(A - A_+), & A_+ \geq A_-, \\ A/(A - A_-), & A_+ < A_-, \end{cases} \quad (9)$$

$$A = \sqrt{I_M^2 + I_\partial^2}, \quad A_+ = \sqrt{\Delta_M^2(\Delta\tau) + \Delta_\partial^2(\Delta\tau)}, \quad A_- = \sqrt{\Delta_M^2(-\Delta\tau) + \Delta_\partial^2(-\Delta\tau)}.$$

Управление коррелятором обеспечивается фильтрацией измеренных значений (9) МНК. По множеству упорядоченных пар (i, x_i) , $i = 1, \dots, n$, строится линейная регрессия $\xi_i = b + a \cdot i + \eta_i$, где η_i – случайная величина, а коэффициентов a и b определяются соотношениями:

$$a = (n\Sigma_{tx} - \Sigma_t) / (n\Sigma_{t^2} - \Sigma_t^2), \quad b = (\Sigma_{t^2}\Sigma_x - \Sigma_t\Sigma_{tx}) / (n\Sigma_{t^2} - \Sigma_t^2),$$

$$\Sigma_t = \frac{n(n+1)}{2}, \quad \Sigma_{t^2} = \Sigma_t \frac{(2n+1)}{3}, \quad \Sigma_x = \sum_{i=1}^n x_i, \quad \Sigma_{tx} = \sum_{i=1}^n i \cdot x_i. \quad (10)$$

Вычисление по формуле (10) требует массива длины n для хранения данных при слежении за каждым НКА. Использование больших массивов данных в СП можно избежать, если использовать рекуррентный алгоритм для определения a и b :

$$a_{n+1} = \frac{2(n^2 - 1)a_n - (n-1)(n-2)a_{n-1} + 6(x_{n+1} - x_n)}{(n+2)(n+1)},$$

$$b_{n+1} = 2\frac{n-1}{n+1}b_n - \frac{(n-1)(n-2)}{(n+1)n}b_{n-1} + 2\left(\frac{x_n}{n} - \frac{x_{n+1}}{n+1}\right),$$

$$a_1 = 0, \quad b_1 = x_1, \quad a_2 = x_2 - x_1, \quad b_2 = 2x_1 - x_2.$$

Отметим, что рекуррентная фильтрация измерений $\tilde{\varphi}$ на такте k определяет управление по несущей частоте сигнала $\omega = a_k$.

Кодовое измеренное значение псевдодалности в момент времени $t_{\text{нрм}}$ приёма сигнала в корреляторе определяется параметром управления $0 \leq \tau_{\text{ПСП}} < 1$ мс описывается соотношением

$$\tilde{\Psi}^{nd} = c(\tau_{\text{ПСП}} + \bar{t}_{\text{нрм}}), \quad (11)$$

где $\bar{t}_{nрм}$ – момент времени приёма $t_{nрм}$ сигнала в корреляторе с точностью до мс. Расчётное значение $\Psi^{n\delta}$ связано с положениями $\mathbf{r}_{КА}$ КА в момент времени приёма сигнала $t_{nрм}$ и $\mathbf{r}_{НКА}$ НКА в момент времени излучения $t_{узл}$ в ИСК и представляется соотношением

$$\Psi^{n\delta}(t_{nрм}) = |\Delta\mathbf{r}| - \lambda_{zn}n + \Delta t_{НКА}c + \varphi + \delta_{n\delta}, \quad \Delta\mathbf{r} = \mathbf{r}_{КА}(t_{nрм}) - \mathbf{r}_{НКА}(t_{узл}), \quad (12)$$

где $\lambda_{zn} = 10^{-3}c$ – зона однозначного измерения выраженная в м, n – целое число, определяющее число зон, $\Delta t_{НКА}$ – смещение шкалы времени НКА от шкалы всемирного координированного времени, φ – параметр временной рассинхронизации НКА и коррелятора в единицах длины, $\delta_{n\delta}$ – ошибка измерения.

Измерение псевдоскорости основано на доплеровском эффекте изменения излучаемой частоты НКА относительно принимаемой в корреляторе и описывается как

$$\tilde{\Psi}^{nc} = (\omega - \omega_0) \cdot \lambda, \quad (13)$$

где ω_0 – несущая частота излучаемого сигнала, ω – принимаемая частота сигнала, $\lambda = c/\omega_0$ – длина волны излучаемого сигнала. Опорный генератор частоты имеет смещение относительно его эталонного значения. Обозначим это смещение через Δf и будем считать его в единицах скорости, тогда расчётное значение псевдоскорости Ψ^{nc} определяется соотношением

$$\Psi^{nc}(t_{nрм}) = \frac{(\Delta\mathbf{r}, \Delta\mathbf{v})}{|\Delta\mathbf{r}|} + \Delta f + \delta_{nc}, \quad \Delta\mathbf{v} = \mathbf{v}_{КА}(t_{nрм}) - \mathbf{v}_{НКА}(t_{узл}), \quad (14)$$

где $\mathbf{v}_{КА}$ – скорость КА в момент времени приёма измерений, $\mathbf{v}_{НКА}$ – скорость НКА в момент времени излучения сигнала, δ_{nc} – ошибка измерения.

Динамическая система описывает уравнения движения КА (4) и смещение Δf (14) частоты опорного генератора (ОГ) и рассинхронизацию φ (12) шкал времени коррелятора и спутниковой навигационной системы. Для определения орбиты необходимы частные производные псевдодальности и псевдоскорости по искомым параметрам $\mathbf{r}_{КА}$, $\mathbf{v}_{КА}$, Δf и φ :

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Psi^{n\delta}}{\partial \mathbf{r}_{КА}} &= \frac{\partial \Psi^{nc}}{\partial \mathbf{v}_{КА}} = \frac{\Delta\mathbf{r}}{|\Delta\mathbf{r}|}, \quad \frac{\partial \Psi^{n\delta}}{\partial \mathbf{v}_{КА}} = \mathbf{0}, \quad \frac{\partial \Psi^{n\delta}}{\partial \Delta f} = \frac{\partial \Psi^{nc}}{\partial \varphi} = 0, \quad \frac{\partial \Psi^{n\delta}}{\partial \varphi} = \frac{\partial \Psi^{nc}}{\partial \Delta f} = 1, \\ \frac{\partial \Psi^{nc}}{\partial \mathbf{r}_{КА}} &= \frac{\Delta\mathbf{v}}{|\Delta\mathbf{r}|} - \frac{\Delta\mathbf{r}}{|\Delta\mathbf{r}|^3} (\Delta\mathbf{r}, \Delta\mathbf{v}). \end{aligned}$$

Неизвестные параметры ОГ Δf (14) и φ (12) определяются как

$$\Delta f(t_i) = \Delta f(t_{i-1}) + \varepsilon_{t_i}^{\Delta f}, \quad \varphi(t_i) = \varphi(t_{i-1}) + \Delta f(t_i)(t_i - t_{i-1}) + \varepsilon_{t_i}^{\varphi}, \quad (15)$$

где случайная величина $\varepsilon_{t_i}^{\Delta f}$ имеет нулевое математическое ожидание и оценку дисперсии $\sigma_{\Delta f}^2$, $\varepsilon_{t_i}^{\varphi}$ – временной ряд, описывающий поведение случайной шумовой составляющей между измерениями в моменты времени t_i и t_{i-1} . Случайная величина $\varepsilon_{t_i}^{\varphi}$ имеет нулевое математическое ожидание, а оценка дисперсии σ_{φ}^2 .

В диссертации создан численный метод определения орбиты КА в АНС, состоящий из трёх этапов. При полном отсутствии априорных данных о параметрах движения КА возможно их определение на участке полёта в полном навигационном поле с расстоянием от поверхности Земли не более 3 тыс. км. Первоначальное определение орбиты возможно на низких орбитах и в районе перигея ВЭО. Последовательное применение МНК для измерений минимум четырёх псевдодальностей, а затем минимум четырёх псевдоскоростей в предположении одновременного приёма сигналов с разных НКА позволяет определить кинематические векторы положения и скорости КА, параметр смещения частоты опорного генератора $\Delta f(t)$ и уход шкалы времени $\varphi(t)$.

На втором этапе определения орбиты на короткой дуге происходит уточнение восьмимерного фазового вектора неизвестных параметров на интервалах времени от одной минуты до получаса. Целью второго этапа является сокращение размерности неизвестного фазового вектора до шести: три составляющих вектора положения и три составляющих вектора скорости. Определение орбиты обеспечивается использованием законов динамики движения КА (4) и модели поведения параметров ОГ (15) непосредственно при обработке первичных измерений псевдодальности (12) и псевдоскорости (14). Обработка парных измерений производится разработанным итерационным фильтром Калмана [A1; A4] в котором для векторов размерности $2n$ и $2(n-1)$:

$$\xi = \left\{ \left(\xi_i^{nc}, \xi_i^{nd} \right)^T \right\} = \left\{ \left(\tilde{\Psi}_i^{nc} - \Psi_i^{nc}, \tilde{\Psi}_i^{nd} - \Psi_i^{nd} \right)^T \right\}, \left\{ \left(\varepsilon_{t_i}^{\Delta f}, \varepsilon_{t_i}^{\varphi} \right)^T \right\},$$

оценка фазового вектора $\mathbf{q} = (\mathbf{r}_{КА}^T, \mathbf{v}_{КА}^T, \Delta f, \varphi)^T$ находится из условия минимизации функционала

$$\Phi = \xi^T \cdot \bar{\mathbf{W}}_{nd}^{nc} \cdot \xi + \varepsilon^T \cdot \bar{\mathbf{W}}_{\Delta f}^{\varphi} \cdot \varepsilon + (\mathbf{q}_a - \mathbf{q}(t_n))^T \cdot \mathbf{W}_a \cdot (\mathbf{q}_a - \mathbf{q}(t_n)), \quad (16)$$

$$\mathbf{W}_{nd}^{nc} = \begin{pmatrix} \sigma_{nc}^{-2} & 0 \\ 0 & \sigma_{nd}^{-2} \end{pmatrix}, \mathbf{W}_{\Delta f}^{\varphi} = \begin{pmatrix} \sigma_{\Delta f}^{-2} & 0 \\ 0 & \sigma_{\varphi}^{-2} \end{pmatrix}, \mathbf{W}_a = \begin{pmatrix} \mathbf{K}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & \tilde{\sigma}_{\Delta f}^{-2} & 0 \\ 0 & 0 & \tilde{\sigma}_{\varphi}^{-2} \end{pmatrix}, \quad (17)$$

\mathbf{q}_a – априорный фазовый вектор; \mathbf{K} – ковариационная матрица; $\bar{\mathbf{W}}_{nd}^{nc}$, $\bar{\mathbf{W}}_{\Delta f}^{\varphi}$ – диагональные, составленные из \mathbf{W}_{nd}^{nc} и $\mathbf{W}_{\Delta f}^{\varphi}$ соответственно. При формировании матриц \mathbf{W}_{nd}^{nc} , $\mathbf{W}_{\Delta f}^{\varphi}$ и \mathbf{W}_a (16) используются: $\sigma_{nd} = 3$ м, $\sigma_{nc} = 6$ см/с, $\sigma_{\Delta f} = 10 \frac{\text{м/с}}{\text{час}}$, $\sigma_{\varphi} = 25$ м/с, $\tilde{\sigma}_{\Delta f} = 50$ м/с, $\tilde{\sigma}_{\varphi} = 300$ км, $\tilde{\sigma}_r = 50$ км, $\tilde{\sigma}_v = 10$ м/с.

Минимум функционала Φ (16) обеспечивается итерационной минимизацией квадратичной формы

$$\Phi^{(s)} = \left(\xi^{(s)} + \frac{\partial \xi^{(s-1)}}{\partial \mathbf{q}} \Delta \mathbf{q}^{(s)} \right)^T \cdot \bar{\mathbf{W}}_{nd}^{nc} \cdot \left(\xi^{(s)} + \frac{\partial \xi^{(s-1)}}{\partial \mathbf{q}} \Delta \mathbf{q}^{(s)} \right) + \left(\varepsilon^{(s)} \right)^T \cdot \bar{\mathbf{W}}_{\Delta f}^{\varphi} \cdot \varepsilon^{(s)} + (\mathbf{q}_a - \mathbf{q}^{(s-1)}(t_n))^T \cdot \mathbf{W}_a \cdot (\mathbf{q}_a - \mathbf{q}^{(s-1)}(t_n)). \quad (18)$$

На каждой итерации s Для парных измерений $i = 1, \dots, n$ последовательно переносится ковариационная матрица с момента времени t_{i-1} на t_i

с использованием соотношения

$$\mathbf{K}_i^{nc} = \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial \mathbf{q}_{i-1}} \mathbf{K}_{i-1} \left(\frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial \mathbf{q}_{i-1}} \right)^\top, \quad \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial \mathbf{q}_{i-1}} = \frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial \mathbf{q}^{(s)}(t_n)} \left(\frac{\partial \mathbf{q}_{i-1}}{\partial \mathbf{q}^{(s)}(t_n)} \right)^{-1}, \quad (19)$$

$$\frac{\partial \mathbf{q}_i}{\partial \mathbf{q}^{(s)}(t_n)} = \begin{pmatrix} \partial \mathbf{x} / \partial \mathbf{x}^{(s)}(t_n) & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & t_i - t_n & 1 \end{pmatrix}$$

– матрица частных производных текущего фазового вектора по фазовому вектору на момент времени последнего измерения t_n , $\partial \mathbf{x} / \partial \mathbf{x}^{(s)}(t_n)$ находится интегрированием уравнений в вариациях (5).

Ковариационная матрица \mathbf{K}_i^{nc} формируется переносом ковариационной матрицы \mathbf{K}_{i-1} с момента времени t_{i-1} на момент времени t_i (19), \mathbf{K}_i^{nd} – это усечение \mathbf{K}_i^{nc} за счёт измерения псевдоскорости на момент времени t_i . Поправка к фазовому вектору на момент времени t_i вычисляется по формуле

$$\Delta \mathbf{q}_i = \Delta \mathbf{q}_{i-1} + \Delta \mathbf{q}_i^{nc} + \Delta \mathbf{q}_i^{nd}, \quad (20)$$

$$\Delta \mathbf{q}_i^{nc} = (\chi_{nc})^{-1} \left(\xi_i^{nc(s)} - (\mathbf{h}_i^{nc} \cdot \Delta \mathbf{q}_{i-1}) \right) \cdot \mathbf{K}_i^{nc} \cdot \mathbf{h}_i^{nc},$$

$$\mathbf{h}_i^{nc} = \partial \xi_i^{nc(s)} / \partial \mathbf{q}, \quad \chi_{nc} = (\mathbf{h}_i^{nc})^\top \cdot \mathbf{K}_i^{nc} \cdot \mathbf{h}_i^{nc} + \sigma_{nc}^2.$$

Усекается \mathbf{K}_i^{nd} с использованием соотношения

$$\mathbf{K}_i^{nd} = \mathbf{K}_i^{nc} - (\chi_{nc})^{-1} (\mathbf{h}_i^{nc} \cdot \mathbf{K}_i^{nc}) \cdot (\mathbf{h}_i^{nc} \cdot \mathbf{K}_i^{nc})^\top.$$

Поправка $\Delta \mathbf{q}_i^{nd}$ (20) определяется соотношением

$$\Delta \mathbf{q}_i^{nd} = (\chi_{nd})^{-1} \left(\xi_i^{nd(s)} - (\mathbf{h}_i^{nd} \cdot (\Delta \mathbf{q}_{i-1} + \Delta \mathbf{q}_i^{nc})) \right) \cdot \mathbf{K}_i^{nd} \cdot \mathbf{h}_i^{nd},$$

$$\mathbf{h}_i^{nd} = \partial \xi_i^{nd(s)} / \partial \mathbf{q}, \quad \chi_{nd} = (\mathbf{h}_i^{nd})^\top \cdot \mathbf{K}_i^{nd} \cdot \mathbf{h}_i^{nd} + \sigma_{nd}^2,$$

и усекается ковариационная матрица для обработки следующей пары измерений

$$\mathbf{K}_i = \mathbf{K}_i^{nd} - (\chi_{nd})^{-1} (\mathbf{h}_i^{nd} \cdot \mathbf{K}_i^{nd}) \cdot (\mathbf{h}_i^{nd} \cdot \mathbf{K}_i^{nd})^\top.$$

Поправка к фазовому вектору $\Delta \mathbf{q}^{(s)}$ на шаге s при минимизации квадратичной формы (18) полагается $\Delta \mathbf{q}^{(s)} = \Delta \mathbf{q}_n$, $\mathbf{K}^{(s)} = \mathbf{K}_n$, $\mathbf{q}^{(0)} = \mathbf{q}_a$, $\mathbf{K}^{(0)} = \mathbf{W}_a^{-1}$. В АНС используются пять фиксированных итераций. Второй этап бортового определения орбиты в АНС завершается сохранением взвешенных кинематических векторов положения, которые называются нормальными местами.

На заключительном третьем этапе обработки нормальных мест происходит окончательное определение орбиты КА на интервале времени нескольких витков полёта. Алгоритм обработки нормальных мест учитывает численную ошибку формирования матрицы \mathbf{A} нормальных уравнений. Для её компенсации применён метод Левенберга-Маркардта, являющийся альтернативой градиентного метода Гаусса-Ньютона, суть которого заключается в многократном

увеличении диагональных элементов матрицы \mathbf{A} с определением поправок к начальным условиям, т.е. на каждом итерационном шаге s вместо нормального уравнения МНК пять раз решается система

$$\left(\mathbf{A} + \left(k^{(s)} - 1\right) \mathbf{E}_6\right) \cdot \Delta \mathbf{x} = -\mathbf{b}, \quad k^{(s)} = 10^{5-s}, \quad s = 1, \dots, 5.$$

При интегрировании уравнений (4) и (5) на бортовом навигационном вычислителе АНС может возникнуть накопление численной ошибки, связанной с представлением числа с плавающей запятой 23-битной мантисой. Для компенсации этой численной ошибки разработан метод пошагового интегрирования, в котором общий интервал интегрирования $t - t_0$ разбивается на k подынтервалов длиной Δ_0 : $t - t_0 = k \cdot \Delta_0 + \Delta_t$. Для каждого интервала s длиной Δ_0 и остаточного Δ_t происходит инициализация начальных условий

$$\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_0 + (s-1)\Delta_0), \quad \left. \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}(t_0 + (s-1)\Delta_0)} \right|_{\mathbf{x}(t_0 + (s-1)\Delta_0)} = \mathbf{E}_6,$$

$$\left. \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0} \right|_{\mathbf{x}_0} = \mathbf{E}_6, \quad t \in [t_0 + (s-1)\Delta_0, t_0 + s\Delta_0], \quad s = 1, \dots, k$$

и производится интегрирование на момент времени $t_0 + s\Delta_0$, после которого

$$\frac{\partial \mathbf{x}(t_0 + s\Delta_0)}{\partial \mathbf{x}(t_0)} = \frac{\partial \mathbf{x}(t_0 + s\Delta_0)}{\partial \mathbf{x}(t_0 + (s-1)\Delta_0)} \cdot \frac{\partial \mathbf{x}(t_0 + (s-1)\Delta_0)}{\partial \mathbf{x}(t_0)}.$$

Большой срок существования КА и неопределённость по времени эксплуатации требует хранения большого объёма данных для вычисления гравитационных возмущений Луны и Солнца $\sum_{nm} \mathbf{c}_{nm} = \mathbf{c}_l + \mathbf{c}_c$ (4). В диссертации разработан метод расчёта положений Луны и Солнца, который не использует память программируемого постоянного запоминающего устройства для хранения заранее определённых коэффициентов полинома Чебышёва. Для этой цели на борту КА рассчитываются положения небесных тел по аналитическим формулам С. Ньюкомба и Э. Брауна с последующим формированием коэффициентов полиномов. Узлы полиномов привязываются к временам T_i , $i = 1, \dots, n$ и рассчитываются с использованием матрицы $\mathbf{A} = \{a_{ij}\}_{n \times n}$, элементы матрицы $\mathbf{A}^{-1} = \{\bar{a}_{ij}\}_{n \times n}$ вычисляются по рекуррентным формулам для $i = 1, \dots, n$ и $j = 3, \dots, n$:

$$\bar{a}_{ij} = 2\bar{a}_{ij-1}\bar{a}_{i2} + a_{ij-2}^{-1}, \quad \bar{a}_{i1} = 1, \quad \bar{a}_{i2} = -\cos\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{2i-1}{n}\right), \quad T_i = \frac{32}{m} \cdot \frac{1}{2} (1 + \bar{a}_{i2}).$$

Коэффициенты полинома

$$\mathbf{p}_k = \mathbf{A} \cdot (\mathbf{r}_{l,c}(t_k + T_1 + k \cdot (32/m))^\top, \dots, \mathbf{r}_{l,c}(t_k + T_n + k \cdot (32/m))^\top)^\top,$$

определяются для компонентов вектора положения Луны или Солнца, полученным по аналитическим формулам, $k = 1, \dots, m$.

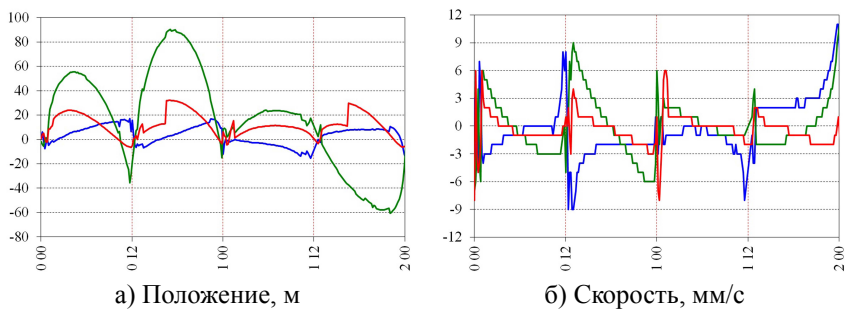


Рис. 4 — Ошибка определения орбиты

На рис. 4 представлены графики ошибок положения в м и скорости в мм/с на интервале двух суток (4 витков) соответственно в орбитальной СК при определении орбиты ВЭО в АНС. По оси абсцисс показано время в формате «сут ч». Синим цветом изображена ошибка по радиусу орбиты, зелёным – ошибка по трансверсали, красным – по бинормали. Вертикальные красные пунктирные линии обозначают время прохождения апогея орбиты. На интервале двух суток на орбите с большим эксцентриситетом точность (СКО) определения положения составила 24 м, а точность определения скорости – 3 мм/с.

Третья глава посвящена разработке имитационного комплекса моделирования сигналов навигационных систем, необходимого для создания методов, алгоритмов АНС и проведения вычислительных экспериментов. **Задача** состоит в математическом моделировании измерительной информации спутниковых навигационных систем для космического потребителя. **Идея** заключается в моделировании характеристик модулированного высокочастотного сигнала для аппаратуры формирования радиоэфира. Возникли **проблемы**, связанные с отличием моделей движения навигационных спутников разных систем в космическом пространстве и особенностью распространения сигнала при больших относительных скоростях и ускорениях между КА и НКА. **Решение** заключается в согласовании модели движения НКА в единой разработанной модели движения с уточнением параметров моделей движения спутников ГЛОНАСС, GPS и в разработке математической модели распространения радионавигационного сигнала.

Решена задача согласования моделей [A8] для определения информационного кода и модулирующей функции $J_s = J_{\text{ПСП}} \cdot J_{\text{НКА}}$ (7). Для каждого спутника GPS приведён алгоритм определения вектора параметров \mathbf{q} , состоящего из \sqrt{a} , n_δ , M_0 , e , ω , i_0 , \dot{i} , Ω_0 , $\dot{\Omega}$, s_u , c_u , s_r , c_r , s_i , c_i , а для каждого спутника ГЛОНАСС – $x_{эп}$, $y_{эп}$, $z_{эп}$, $\dot{x}_{эп}$, $\dot{y}_{эп}$, $\dot{z}_{эп}$, $\ddot{x}_{эп}$, $\ddot{y}_{эп}$, $\ddot{z}_{эп}$.

С использованием определённой в диссертации матрицы Якоби $\partial(x, y, z)^T / \partial \mathbf{q}$ производится определение параметров GPS методом наискорейшего спуска [1, с. 45]

$$\left(\frac{\partial(x, y, z)^T(s)}{\partial \mathbf{q}^{(s-1)}} \right)^T \left(\frac{\partial(x, y, z)^T(s)}{\partial \mathbf{q}^{(s-1)}} \right) \Delta \mathbf{q}^{(s)} = - \left(\frac{\partial(x, y, z)^T(s)}{\partial \mathbf{q}^{(s-1)}} \right) \left(\Delta(x, y, z)^{(s)} \right)^T.$$

Возмущающие ускорения $\mathbf{a}_{l,c} = (\ddot{x}_{эн}, \ddot{y}_{эн}, \ddot{z}_{эн})^T$ ГЛОНАСС определяются соотношением

$$\mathbf{a}_{l,c} = \mathbf{M}_{иск}^{ПЗ-90} (\mathbf{f}_3 + \mathbf{f}_l + \mathbf{f}_c + (\mathbf{M}_{иск}^{ПЗ-90})^T \mathbf{f}_{zp}) - \mathbf{f}_{гЛН},$$

где \mathbf{f}_3 – возмущающее ускорение, вызванное центральной частью поля тяготения Земли; \mathbf{f}_l и \mathbf{f}_c – векторы возмущающих ускорений, вызванные центральными частями гравитационных полей Луны и Солнца; \mathbf{f}_{zp} – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью гравитационного поля Земли; матрица $\mathbf{M}_{иск}^{ПЗ-90}$ определяет связь гринвичской и инерциальной СК; $\mathbf{f}_{гЛН}$ – возмущающие ускорения в модели движения спутника ГЛОНАСС.

С учётом факторов радиовидимости: затенения Землёй, диаграмм направленности излучающих антенн НКА и характеристик приёмных антенн КА разработаны алгоритмы математического моделирования кодовых дальномерных (11) и доплеровских измерений (13) [A5]. По времени излучения сигнала $t_{изл}$ НКА определяется время приёма $t_{нрм}$ сигнала итерационным методом

$$t_{нрм}^{(0)} = t_{изл}, \quad t_{нрм}^{(s)} = \frac{1}{c} \left(\left| \mathbf{r}_{КА} \left(t_{нрм}^{(s-1)} \right) - \mathbf{r}_{НКА} \left(t_{изл} \right) \right| \right),$$

тем самым определяется дальность от НКА до КА. Доплеровское смещение частоты сигнала определяется соотношением

$$\omega - \omega_0 = \omega_0 \cdot c^{-1} \cdot (\Delta \mathbf{r}, \Delta \mathbf{v}) / |\Delta \mathbf{r}|.$$

С использованием созданного имитационного комплекса проведены вычислительные эксперименты по оценке точности измерений коррелятора АНС без решения навигационной задачи, определены значения $\sigma_{nd} = 6.6$ м, $\sigma_{nc} = 3$ см/с, определяющие матрицу \mathbf{W}_{nd}^{nc} (17).

Четвёртая глава посвящена решению задачи математического моделирования работы бортовых навигационных систем и органов управления для реализации комплекса программ по управлению движением КА при посадке на поверхность Луны. Разработанные методы и алгоритмы применялись в проекте «Луна-25». Созданная архитектура стенда полунатурных испытаний и концепция построения комплекса программ будет применена в последующих отечественных проектах освоения Луны. **Идея** состоит в использовании стенда с бортовым компьютером и макетами измерительных приборов для моделирования работы системы в реальном масштабе времени. **Проблема** заключается

в построении математической модели сложной динамической системы, включающей шесть навигационных устройств и 15 двигателей четырёх типов. **Решение** обеспечивается использованием единого сервера, который получает информацию о включении/выключении двигателей и формирует вектор состояния динамической системы для передачи в математические модели каждого прибора с периодом 10 мс.

Представлены математические модели навигационных устройств: блока определения координат звёзд, предназначенного для определения углового положения КА в инерциальном пространстве; бесплатформенного инерциального блока, предназначенного для проведения измерений акселерометров и датчиков угловых скоростей; доплеровского измерителя скорости и дальности, дальномерные и скоростные измерения которого используются для восстановления высоты и скорости до поверхности Луны [A10; A12].

Вектор возмущающих ускорений ДУ (4) описывается соотношением

$$\mathbf{f}_{\text{ДУ}}^{\text{ССК}} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^{15} \delta_i \cdot \mathbf{e}_i \cdot p_i,$$

где p_i – величина тяги двигателя, \mathbf{e}_i – единичный вектор направления тяги в связанной СК, $\delta_i = 1$, если двигатель включён и 0 в противном случае, m – масса КА. Для расчёта момента сил \mathbf{f}_M в Н·м, действующих на КА, используют соотношение

$$\mathbf{f}_M = \sum_{i=1}^n \delta_i \cdot p_i \cdot (\mathbf{q}_i - \mathbf{b}_{\text{ЦМ}}) \times \mathbf{e}_i,$$

где \mathbf{q}_i – вектор приложения силы i -го двигателя в БСК. Смещение центра масс (ЦМ) КА описывается соотношениями:

$$\mathbf{b}_{\text{ЦМ}}(t) = \frac{1}{m(t)} \left(m_0 \mathbf{b}_0 - \sum_{j=1}^6 \Delta m_j(t) \cdot r_j^{\text{бак}} \right),$$

$$\Delta m_j(t) = \int_{t_0}^t \sum_{i=1}^{15} \mu_j^i \cdot \dot{m}_i(\tau) d\tau, \quad m(t) = m_0 - \sum_{j=1}^6 \Delta m_j(t),$$

m_0 и \mathbf{b}_0 – начальная масса и смещение ЦМ КА, $m(t)$ – текущая масса КА, \dot{m}_i – скорость изменения массы топлива, потребляемого двигателем, Δm_j – расход массы из бака. Доля μ расходуемого компонента из бака от общего количества топлива для работы основного двигателя при задействовании четырёх баков определяется соотношениями:

$$\mu_{\text{O}_1}^{\text{КГД}} = \frac{\kappa_{\text{КГД}}(1 + K_o)}{2(\kappa_{\text{КГД}} + 1)}, \quad \mu_{\text{O}_2}^{\text{КГД}} = \frac{\kappa_{\text{КГД}}(1 - K_o)}{2(\kappa_{\text{КГД}} + 1)},$$

$$\mu_{\text{T}_1}^{\text{КГД}} = \frac{(1 + K_r)}{2(\kappa_{\text{КГД}} + 1)}, \quad \mu_{\text{T}_2}^{\text{КГД}} = \frac{(1 - K_r)}{2(\kappa_{\text{КГД}} + 1)},$$

где K_o и K_r – коэффициенты разновыработки окислителя и горючего соответственно, т.е. величины, определяющие разность истечения массы из каждого

бака компоненты к общей величине истечения компоненты из двух баков. Доля расходуемого компонента топлива из других двух баков системы ориентации и стабилизации зависит от коэффициента κ_{min} для каждого из трёх типов двигателей данной топливной системы:

$$\mu_{\text{СОИС-О}}^{min} = \kappa_{min} / (\kappa_{min} + 1), \quad \mu_{\text{СОИС-Г}}^{min} = 1 / (\kappa_{min} + 1).$$

Приведём бортовые алгоритмы решения навигационной задачи на борту посадочного КА. Два блока определения координат звёзд позволяют на борту КА определить его ориентацию по формуле

$$\mathbf{M}_{\text{ИСК}}^{\text{БСК}} = \begin{pmatrix} \mathbf{M}_{\text{ПСК-1}}^{\text{БСК}} \cdot \mathbf{C}_{\text{ИСК}}^{\text{ПСК-1}} \\ \mathbf{M}_{\text{ПСК-2}}^{\text{БСК}} \cdot \mathbf{C}_{\text{ИСК}}^{\text{ПСК-2}} \end{pmatrix} \cdot (\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1} \cdot \mathbf{C}^T, \quad \mathbf{C} = \begin{pmatrix} \mathbf{M}_{\text{ПСК-1}}^{\text{БСК}} \\ \mathbf{M}_{\text{ПСК-2}}^{\text{БСК}} \end{pmatrix},$$

где $\mathbf{M}_{\text{ПСК-1}}^{\text{БСК}}$ и $\mathbf{M}_{\text{ПСК-2}}^{\text{БСК}}$ определяют расположение приборов на КА, $\mathbf{C}_{\text{ИСК}}^{\text{ПСК-1}}$ и $\mathbf{C}_{\text{ИСК}}^{\text{ПСК-2}}$ – измеренные значения.

Результатом обработки измерений двух бесплатформенных инерциальных блоков будут два вектора: возмущающих ускорений \mathbf{f} и приращение угловых скоростей $\Delta\omega$, которые определяются по измеренным значениям Ψ по общей формуле

$$\mathbf{w} = \left((\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1} \mathbf{C}^T \right) \Psi, \quad \mathbf{C} = \left((\mathbf{M}_{\text{ОСИ-1}}^{\text{БСК}})^T \quad (\mathbf{M}_{\text{ОСИ-2}}^{\text{БСК}})^T \right),$$

где индекс «ОСИ» обозначает чувствительные оси датчиков угловых скоростей или линейных ускорений, \mathbf{w} – вектор \mathbf{f} или $\Delta\omega$.

В случае наличия измерений по четырём лучам, высота до поверхности Луны по доплеровскому измерителю определяется по формуле

$$h = -\frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 r_i \cdot (\mathbf{M}_{\text{ПСК}}^{\text{БСК}} \cdot ((r_4 \mathbf{q}_4 - r_2 \mathbf{q}_2) \times (r_3 \mathbf{q}_3 - r_1 \mathbf{q}_1)), \mathbf{M}_{\text{ПСК}}^{\text{БСК}} \cdot \mathbf{q}_i),$$

$$\mathbf{q}_i = (-\sin \alpha, \cos \alpha \cos \varphi_i, \cos \alpha \sin \varphi_i)^T,$$

где углы α и φ_i антенной системы.

При создании алгоритмов комплекса программ режимов управления движением КА для реализации основного торможения в сеансе посадки возникают трудности, связанные с неопределённостью величины тяги основного двигателя и с точностью оценок начальной массы аппарата. Эти неопределённости компенсируются применением терминального алгоритма наведения [2, с. 25–27], который рассмотрен в оптимизационной задаче основного торможения [3, с. 287]. При выполнении посадки на Луну впервые применён созданный в диссертации численный метод терминального управления. Для решения краевой задачи терминального управления на борту КА используется модель движения в плоскости орбиты, описываемая дифференциальными уравнениями

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}(t) &= \mathbf{v}(t), \quad \ddot{\mathbf{r}}(t) = -\mu_{\text{Г}} \mathbf{r}(t) / |\mathbf{r}(t)|^3 + u / (\tau - t) (\cos \theta(t), \sin \theta(t))^T, \\ \mathbf{r}(t_0) &= \mathbf{r}_0, \quad \mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_0, \quad \theta(t_0) = \theta_0, \quad \theta(t) = \theta_0 + \dot{\theta}(t - t_0), \quad \tau = m_0 u / p, \end{aligned}$$

где $\mathbf{r}(t)$, $\mathbf{v}(t)$ – векторы положения и скорости КА в СтСК на момент времени t ; p , u – тяга и удельная тяга КТД, $\theta(t)$ – тангаж в момент времени t , μ_L – гравитационная постоянная Луны, m_0 – масса КА на момент времени t_0 . Решение краевой задачи $\mathbf{q} = (\theta_0, \dot{\theta}, p, \Delta t)^\top$ ищется итерационным градиентным методом наискорейшего спуска, где матрица Якоби представима в виде $\mathbf{J} = \partial(\mathbf{r}^\top(t), \mathbf{v}^\top(t))^\top / \partial \mathbf{q}$, где частные производные определяются численно. Искомый вектор $\mathbf{q}^{(s)} = (\theta_0, \dot{\theta}, p, \Delta t)^\top$ на каждом шаге итерации s ищется по формуле

$$\mathbf{q}^{(s)} = \mathbf{q}^{(s-1)} - \mathbf{J}^{-1} \left(\mathbf{r}(t)^{(s)} - \mathbf{r}_k, \mathbf{v}(t)^{(s)} - \mathbf{v}_k \right)^\top.$$

Отметим, что на нулевом шаге итерации начальные значения тангажа и скорости его изменения принимаются равными нулю, тяга КТД принимает номинальное среднее значение, а время торможения Δt из формулы Циолковского. В процессе основного торможения на борту КА непрерывно решается краевая задача терминального управления. Простота предложенного метода позволила около 12 раз решать краевую задачу на бортовом компьютере в течении 10 минут основного торможения и скорректировать управление.

При проведении вычислительного эксперимента по моделированию посадки на поверхность Луны осуществлялся контроль угла отклонения от вертикали и скорости в момент времени касания поверхности. На рис. 5 а) показана гистограмма распределения значения угла отклонения от вертикали к поверхности в $^\circ$. На рис. 5 б) показаны точки скорости касания КА поверхности в м/с. По оси абсцисс отложена горизонтальная скорость КА, а по оси ординат – вертикальная скорость. На рис. 5 в) показано рассеивание точки прилунения в $^\circ$, по оси абсцисс отложена долгота, а по оси ординат – широта в селенографической СК. Красным цветом выделены две точки аварийных ситуаций, определяемые недопустимыми значениями горизонтальных скоростей при касании поверхности.

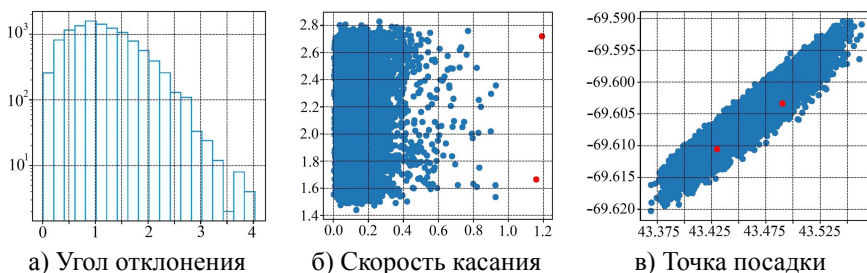


Рис. 5 — Параметры прилунения

В пятой главе рассмотрены вопросы математического моделирования в задаче баллистического проектирования для космических исследований в дальнем космосе. **Задача** состоит в создании комплекса программ моделирования

перелётных траекторий между телами Солнечной системы. **Идея** состояла в использовании реализованного комплекса программ по решению задач навигационного обеспечения и систем управления движением, достоверность которого подтверждена лётными испытаниями. **Проблема** заключалась в структуризации входных данных с определением областей их изменения. Невозможность применения традиционных методов оптимизации из-за существенной нелинейности динамической системы и наличия разнородных критериев при выполнении гравитационного манёвра (ГМ). **Решение** найдено в формировании множества входных параметров с использованием ЛПТ-последовательностей методом И.М. Соболя [4, с. 146] при статистическом моделировании.

Задача баллистического проектирования состоит из двух этапов: получение опорной проектной траектории и её уточнение в представленной модели движения КА (4). Это достигается с использованием рассмотренных в диссертации инструментов баллистического проектирования. Для получения опорных траекторий используются решения нескольких ограниченных задач трёх тел [A37, с. 183–202]. Прохождение сферы действия небесного тела описывается моделью ГМ, в которой модуль асимптотической скорости не изменяется, а изменяется только её направление. На участках движения между сферами действия небесных тел применяется кусочная аппроксимация движения КА.

Универсальное свойство интеграла Якоби \bar{J} (21) [A18; A40; A41] состоит в том, что в рамках круговой ограниченной задачи трёх тел при движении КА в плоскости орбитального движения планеты постоянное значение интеграла определяет постоянство значения модуля v_∞ асимптотической скорости, которое сохраняется при проведении серии ГМ около одной планеты.

$$(v_\infty/v_{nm})^2 \approx 3 - \bar{J}, \quad (21) \quad \sin i_{\max} = v_\infty/v_{nm}. \quad (22)$$

Ограничения на изменение наклона i орбиты КА при совершении ГМ с планетой можно интерпретировать как геометрические и динамические [A37, с. 208]. Геометрические ограничения определяют максимальную величину наклона i_{\max} в случае, если $v_\infty \leq v_{nm}$ (22) [A42]. Динамические ограничения на изменение наклона орбиты КА определяются гравитационной постоянной μ_{nm} небесного тела и минимальным допустимым расстоянием пролёта около него. Для ограничения угла разворота δ вектора асимптотической скорости КА после однопроходного ГМ справедлива соотношение [5, с. 51]

$$\sin \frac{\delta}{2} = \sin \frac{\delta}{2} = \frac{\mu_{nm}}{\mu_{nm} + r_\pi \cdot v_\infty^2} \leq \frac{\mu_{nm}}{\mu_{nm} + R_{nm} \cdot v_\infty^2}. \quad (23)$$

Таким образом, увеличение асимптотической скорости v_∞ КА, с одной стороны, повышает геометрически возможное максимальное наклонение (22), а с другой, приводит к уменьшению угла поворота вектора скорости δ на одном ГМ.

Интеграл Якоби \bar{J} в пространственной круговой ограниченной задаче трёх тел принято называть параметром Тиссерана, который в случае нормированных

значений расстояний перигелия \bar{r}_π и апогелия \bar{r}_α , наклона i имеет вид

$$\bar{J} \approx T_i = \frac{2}{\bar{r}_\alpha(1+\Theta)} + 2\sqrt{\frac{2\bar{r}_\alpha\Theta}{1+\Theta}} \cos i, \quad \Theta = \bar{r}_\pi/\bar{r}_\alpha. \quad (24)$$

Соотношение (24) для параметра Тиссерана можно рассматривать как уравнение относительно Θ , таким образом асимптотическая скорость КА v_∞/v_{nm} и расстояние апогелия определяют радиус перигелия

$$\bar{r}_\pi = \bar{r}_\alpha \Theta (T_i, \bar{r}_\alpha) = \bar{r}_\alpha \Theta (3 - v_\infty/v_{nm}, \bar{r}_\alpha). \quad (25)$$

Соотношение (25) является определяющим при необходимости смены небесного тела для изменения асимптотической скорости при проведении ГМ. Нормированная гелиоцентрическая скорость КА

$$|\bar{v}_{вых}| = \sqrt{2 - \tau^{-2/3}},$$

определяется только резонансом τ , который равен отношению гелиоцентрических периодов КА и небесного тела. На основе (25) рисуется инвариантная сфера с центром в конце единичного вектора и радиусом v_∞/v_{nm} . На инвариантную сферу наносятся линии её пересечения со сферой с центром в начале вектора и радиусом τ . Общий подход в проектировании цепочки ГМ у одного небесного тела заключается в том, что в перигелии, предшествующему ГМ, выбирается резонанс τ . Рассчитывается коррекция в полной модели гравитационных возмущений (4) с использованием картинной плоскости. Коррекция обеспечивает выход на резонанс за счёт пролёта небесного тела с заданным направлением асимптотической скорости по высоте прохождения перицентра [A43]. Резонансные линии определяют максимальное наклонение (22) с существующей асимптотической скоростью. С использованием инструмента инвариантной сферы можно обеспечить, что после каждого ГМ КА находится на одной из резонансных линий. Обеспечивая подъём по инвариантной сфере к полюсу наклона, реализуется выход на геометрически максимально возможное наклонение орбиты КА [A44—A46].

Для нахождения цепочки ГМ нужно обеспечить наличие хотя бы одной траектории после их проведения, которая попадает в окрестность нового небесного тела. В диссертации разработан инструмент для оценки плотности множества виртуальных траекторий после ГМ (выходного пучка) при выходе из сферы действия небесного тела. Локальная интенсивность пучка выходных гиперболических траекторий описывается с использованием обобщённой формулы Резерфорда [A47—A50]. Используя локальную интенсивность пучка, характеризующую число траекторий, проходящих через нормальную единичную поверхность за единицу времени [A14] можно по заданному априорному количеству гиперболических траекторий n_a определяется количество траекторий, проходящих через круг диаметром $(r_{\max} - r_{\min})$ по формуле

$$\bar{n} = \frac{1}{4} n_a \frac{v_\infty^4}{\mu_{nm}^2} (r_{\max} - r_{\min})^2, \quad (26)$$

где $r_{\max} \leq r_{\partial} \leq r_{\min}$ – ограничения на значение прицельной дальности [5, с. 50].

Разработанные методы и комплекс программ [A13] описывают динамическую систему движения КА, которая является обобщением (4) и (5):

$$\dot{\mathbf{x}} = \Phi(t, \mathbf{x}, \mathbf{p}), \quad \frac{\partial \dot{\mathbf{x}}}{\partial \mathbf{x}_0} = \frac{\partial \Phi(t, \mathbf{x}, \mathbf{p})}{\partial \mathbf{x}} \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0}, \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0, \quad t \in [t_0, t_k], \quad (27)$$

где t – время, \mathbf{x} – вектор положения и скорости КА, \mathbf{p} – вектор дополнительных параметров размерности m , $(x_0, \mathbf{p}) \in \Pi \subset \mathbf{R}^{6+m}$.

Решение задачи уточнения опорной траектории заключается в формировании множества входных параметров с использованием ЛПТ-последовательности методом И.М. Соболя [4, с. 146] при статистическом моделировании. Такой подход решения разнородных задач баллистического проектирования позволяет решать сильно нелинейные задачи и находить области решения, которые нельзя определить традиционными методами. За счёт применения (26) оказывается возможным значительно уменьшить необходимое число моделируемых вариантов для построения требуемой последовательности ГМ при ограничениях на прицельную дальность в векторе \mathbf{p} дополнительных параметров из множества Π (27). В случае ограничений $\mathbf{p} = \mathbf{p}_0 \pm \Delta \mathbf{p} \odot \mathbf{q}_i$, где вектор \mathbf{p}_0 определяет опорную траекторию КА, $\Delta \mathbf{p}$ – вектор допустимых диапазонов изменения \mathbf{p} ; \odot – означает покомпонентное умножение векторов или произведение Адамара; $\mathbf{q}_i = \{q_{i,j}\}$ – вектор размерности n , где каждый элемент $q_{i,j} \in [0,1]$. Вектор \mathbf{q}_i размерности n определяется ЛПТ-последовательностью для $m = 1 + \lceil \ln i / \ln 2 \rceil$ и $j = 1, 2, \dots, n$

$$q_{i,j} = \sum_{k=1}^m 2^{-k+1} \left\{ \frac{1}{2} \sum_{l=k}^m \left[2 \{i \cdot 2^{-l}\} \right] \cdot \left[2 \{r_{j,l} \cdot 2^{k-1-l}\} \right] \right\},$$

где $r_{j,l}$ – табличные элементы 51×20 , скобки $\lfloor \rfloor$ и $\{ \}$ обозначают целую и дробную части числа соответственно.

При наличии современных ограничений на расход топлива, баллистическую схему для обеспечения посадки на Ганимед в проекте «Лаплас-П» можно обеспечить только с помощью проведения цепочек ГМ манёвров около Ганимеда и Каллисто [A51–A53]. Задача баллистического проектирования состоит в уменьшении периода орбиты КА, большой полуоси и эксцентриситета относительно Юпитера с помощью проведения серии ГМ около его спутников при выполнении требований к длительности проекта.

Динамические ограничения на изменение угла разворота δ значением модуля асимптотической скорости КА после однопроходного ГМ (23) определяют необходимость привлечения Каллисто. В итоге, с использованием программно реализованных инструментов баллистического проектирования удалось спроектировать следующий сценарий [A54]. Сначала проводится цепочка ГМ с Ганимедом с резонансами 4:1, 11:3, 10:3, 4:1; затем с Каллисто; Ганимедом – 17:2, 7:1, 6:1; 4:1, 3:1; два раза с Каллисто; и ещё раз с Ганимедом в резонансах 9:2, 3:2, 1:1. Для обеспечения реализации баллистических схем проведено определение коррекций с использованием метода построения картинной плоскости с общими затратами ~ 681 м/с в течение трёх лет [A43; A54].

Меняя наклонение орбиты в диапазоне (22), можно получить полосу точек достижимости на поверхности Венеры [A55]. Параметром этой полосы будет дата окна стартов. Тем самым определяется область достижимости для посадки на Венеру в баллистической схеме с отсутствием формирования промежуточной орбиты искусственного спутника Венеры.

Для уточнения опорной проектной траектории используется разработанный в диссертации комплекс программ моделирования перелётных орбит между телами Солнечной системы [A13]. Этот комплекс программ является развитием методов и алгоритмов, прошедших проверку в решении практических задач навигационного обеспечения и систем управления движением при определении возможностей ДУ КА. С использованием созданного комплекса программ проведены расчёты траектории перелёта от Земли к Марсу для окон стартов в 2030, 2033 и 2035 годах в импульсной постановке. Полученные начальные условия x_0 (4) при отлёте от Земли с орбиты высотой около 250 км. Траектории прямых перелётов к Марсу получены в течении нескольких минут работы программы [A13].

В **заключении** приведены основные результаты работы, которые заключаются в следующем.

1. Разработан численный метод определения орбиты на борту космического аппарата, выходящего за пределы навигационного поля спутниковых навигационных систем. Метод реализован в виде комплекса программ для отечественного бортового компьютера.
2. Предложена и научно обоснована архитектура бортовой автономной навигационной системы, способная в реальном времени выполнять функции баллистического центра. Данное решение позволяет минимизировать зависимость от наземного сегмента управления, повысить оперативность принятия решений и исключить ошибки, связанные с человеческим фактором.
3. Создан рекуррентный метод фильтрации измерений коррелятора, ориентированный на работу в условиях ограниченных вычислительных ресурсов, что является ключевым для его практической реализации.
4. Предложен численный метод, направленный на минимизацию накопленной ошибки при решении задач интегрирования уравнений движения и формирования матрицы нормальных уравнений метода наименьших квадратов. Это позволило существенно повысить точность бортовой обработки траекторных измерений в условиях ограниченного числа знаков при выполнении операций с плавающей запятой.
5. Разработан алгоритм вычислений гравитационных возмущений траектории космического аппарата от Луны и Солнца непосредственно на его борту, что позволило отказаться от больших объёмов используемой памяти постоянного запоминающего устройства компьютера.
6. В результате проведённого исследования выявления аномальных измерений разработан новый критерий их идентификации и отбраковки. Внедрение данного критерия в алгоритмы обработки данных повышает

надёжность и достоверность определяемых навигационных параметров.

7. Создан комплекс программ инструментов баллистического проектирования межпланетных перелётов. Инструменты включают методы и алгоритмы статистического моделирования траекторий, поиска окон старта и определения начальных условий с учётом полной модели гравитационных возмущений. Практическая ценность разработки подтверждена Свидетельством о государственной регистрации.
8. Разработаны численные методы определения параметров движения космического аппарата, позволившие решить задачи высокоточного определения орбиты низкоорбитальных космических аппаратов. Методы используют измерения одного наземного измерительного пункта и бортовую телеметрическую информацию, что понижает стоимость реализации проектов.
9. Разработанные в работе методы, алгоритмы и программные комплексы нашли своё практическое применение: они интегрированы в бортовое программное обеспечение системы управления перспективных космических аппаратов лунной программы, а также используются в составе стендов полунатурного моделирования для их аппаратно-программной отработки, что подтверждает высокую практическую значимость проведённых исследований.

Таким образом, поставленные в диссертационной работе задачи решены и тем самым цель достигнута. Теоретические и практические результаты работы вносят существенный вклад в развитие математических моделей и методов баллистико-навигационного обеспечения полётов космических аппаратов. Полученные результаты направлены на повышение автономности, точности и надёжности при реализации современных и перспективных космических проектов.

Публикации автора по теме диссертации

- A1. Тучин Д.А. Определение орбиты на борту космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. — 2020. — № 3. — С. 126—147. — URL: <https://doi.org/10.31857/S0002338820020122>. — (WoS, Scopus, BAK).
- A2. Тучин Д.А. Алгоритмы приёма сигналов навигационных спутников на борту космического аппарата с использованием коррелятора // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2018. — № 4. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-4>. — (BAK).
- A3. Тучин Д.А. Селекция аномальных измерений при первичной обработке в определении орбиты по траекторной информации наземной станции «Кобальт-Р» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2022. — № 58. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2022-58>. — (BAK).

- A4. *Тучин Д.А.* Автономное определение орбиты на борту космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2019. — № 7. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2019-7>. — (ВАК).
- A5. *Тучин Д.А.* Кодовые измерения псевдодальности системы GPS. Модель ошибок и априорная оценка точности определения вектора положения // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2002. — № 30. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2002-30>. — (ВАК).
- A6. *Аким Э.Л., Астахов А.П., Бакитько Р.В., Польщиков В.П., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.А.* Автономная навигационная система околоземного космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. — 2009. — № 2. — С. 139—158. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A7. *Гордиенко Е.С., Ильин И.С., Мжельский П.В., Михайлов Е.А., Паламарчук Е.А., Погодин А.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Филиппова Е.Н., Худорожков П.А., Ярошевский В.С.* Баллистико-навигационное обеспечение полёта малых космических аппаратов «Зонд-ПП» и «Рэлэк» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2016. — № 2. — С. 31—43. — (ВАК).
- A8. *Сергеева Ю.Р., Тучин Д.А.* Алгоритм определения параметров аналитической модели движения навигационных спутников // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2016. — № 109. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2016-109>. — (ВАК).
- A9. *Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Федотов В.П.* Системы управления движущимися объектами управление на этапе основного торможения при посадке на Луну космического аппарата с комбинированной двигательной установкой // Изв. РАН. ТиСУ. — 2016. — № 2. — С. 104—114. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0002338816010121>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A10. *Жуков Б.И., Лихачев В.Н., Розин П.Е., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Управление движением космического аппарата при посадке на поверхность Луны // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2021. — № 4. — С. 22—30. — URL: <https://doi.org/10.26162/LS.2021.54.4.004>. — (ВАК).
- A11. *Jukov B.I., Lichachev V.N., Rozin P.E., Sikharulidze Y.G., Tuchin A.G., Tuchin D.A.* Spacecraft Motion Control During Landing on the Lunar Surface // Solar System Research. — 2022. — Vol. 56, no. 4. — P. 461—469. — URL: <https://doi.org/10.1134/S0038094622070176>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A12. *Лавренов С.М., Михайлин Д.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Фитенко В.В., Ярошевский В.С.* Математическая модель ДИСД в проектах мягкой посадки на Луну // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2013. — № 68. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-68>. — (ВАК).

- A13. *Свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ. Лаврентьев В.Г., Тучин Д.А., Лавренов С.М., Корянов В.В., Романов С.В., Ярошевский В.С., Грушевский А.В.* Программно-моделирующий комплекс для расчёта схем межпланетных траекторий полета КА к планетам и телам (включая полеты к Марсу и Луне) Солнечной системы в интересах реализации проектов, планируемых в рамках ФКП-2025, и последующих программах [Текст] / Г. «Роскосмос». — № 2018619769 ; заявл. 13.07.2018 ; опубл. 10.08.2018, 2018617318 (Рос. Федерация).
- A14. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Обобщение формулы Резерфорда для синтеза цепочек гравитационных манёвров // ДАН. — 2021. — Т. 501, № 1. — С. 5—7. — URL: <https://doi.org/10.31857/S2686740021060109>. — (WoS, Scopus, BAK).
- A15. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Синтез орбит космических аппаратов с большим наклоном посредством гравитационных манёвров около Венеры // ДАН. — 2019. — Т. 484, № 3. — С. 281—284. — URL: <https://doi.org/10.31857/S0869-56524843281-284>. — (WoS, Scopus, BAK).
- A16. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Методика формирования больших наклонов орбит космических аппаратов с использованием гравитационных манёвров // ДАН. — 2017. — Т. 472, № 4. — С. 403—406. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0869565217040090>. — (WoS, Scopus, BAK).
- A17. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Точки бифуркации при проведении гравитационных манёвров в системе Юпитера // ДАН. — 2015. — Т. 462, № 2. — С. 154—157. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0869565215140108>. — (WoS, Scopus, BAK).
- A18. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Универсальное свойство интеграла Якоби для гравитационных маневров в Солнечной системе // Космич. исслед. — 2020. — Т. 58, № 4. — С. 312—320. — URL: <https://doi.org/10.31857/S0023420620040068>. — (WoS, Scopus, BAK).
- A19. *Ильин И.С., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Сазонов В.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Баллистическое проектирование траекторий перелёта с орбиты искусственного спутника Земли на гало-орбиту в окрестности точки L2 системы Солнце-Земля // Космич. исслед. — 2014. — Т. 52, № 6. — С. 476—320. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0023420614060028>. — (WoS, Scopus, BAK).

- A20. *Боровин Г.К., Ильин И.С., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Сазонов В.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Математическое моделирование движения космического аппарата в окрестности точки L2 системы Солнце-Земля // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2013. — Т. 21, № 9. — С. 1. — URL: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2013-9-1113>. — (ВАК).
- A21. *Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Обеспечение посадки спускаемого аппарата на космодром «Восточный» после возвращения от Луны // Изв. РАН. ТиСУ. — 2014. — № 6. — С. 136—152. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0002338814060067>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A22. *Тучин Д.А.* Определение орбиты на борту космического аппарата // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Уфа. Т. 1. — 2019. — С. 740—742.
- A23. *Трифонов О.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Стенд полунатурных испытаний системы управления движением космического аппарата «Луна-Глоб» на этапе автоматической посадки на Луну // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXIX Академических чтений по космонавтике. М., 27-30 января 2015 г. — 2015. — С. 435—436.
- A24. *Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С., Михайлин Д.А., Фитенко В.В.* Модель ДИСД в проектах мягкой посадки на Луну // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике. М., январь 2014 г. — 2014. — С. 521.
- A25. *Погодин А.В., Тучин Д.А.* Баллистико-навигационное обеспечение полёта КА МКА-ФКИ (ПН1) // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVII Академических чтений по космонавтике. М., январь - февраль 2013 г. — 2013. — С. 142—143.
- A26. *Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Автономная навигационная система космических аппаратов, работающая по сигналам навигационных спутников ГЛОНАСС/GPS на орбитах с апоцентром выше 20 тыс. км. // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXV Академических чтений по космонавтике. М., январь 2011 г. — 2011. — С. 387—388.
- A27. *Заславский Г.С., Захваткин М.В., Ильин И.С., Корянов В.В., Самотхин А.С., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Шишов В.А., Ярошевский В.С.* Баллистико-навигационное обеспечение полёта космического аппарата «Спектр-Р» // Космонавтика и ракетостроение. — 2014. — Т. 74, № 1. — С. 15—29. — (ВАК).

- A28. *Арефьев В.А., Лутовинов А.А., Мольков С.В., Погодин А.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Решение навигационной задачи с использованием измерений сигналов рентгеновского пульсара по данным космического аппарата «Интеграл» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2025. — № 6. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-6>. — (ВАК).
- A29. *Аким Э.Л., Архангельский Р.Н., Зайко Ю.К., Лавренов С.М., Порошин А.Л., Рузский Е.Г., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Федотов В.П., Ярошевский В.С.* Баллистика, навигация и управление движением космического аппарата на этапе его посадки на поверхность Фобоса // Космич. исслед. — 2009. — Т. 47, № 4. — С. 332—342. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A30. *Боровин Г.К., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Определение параметров орбиты и манёвра космического аппарата при заданном времени приложения импульса // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2012. — Т. 2, № 2. — С. 13. — URL: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2012-2-57>. — (ВАК).
- A31. *Borovin G.K., Grushevskii A.V., Zaslavskiy G.S., Zakhvatkin M.V., Stepan'yants V.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A., Yaroshevsky V.S.* Space Researches in Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS // Mathematica Montisnigri. — 2018. — Vol. XLIII. — P. 101—127. — (WoS, ВАК).
- A32. *Тучин А.Г., Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Небесно-механическая интерпретация радиотехнических измерений наклонной дальности и радиальной скорости // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2013. — № 66. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-66>. — (ВАК).
- A33. *Komovkin S.V., Lavrenov S.M., Tuchin A.G., Tuchin D.A., Yaroshevsky V.S.* Celestial-Mechanical Interpretation of the Two-Way Radio Measurements of Radial Velocity of Spacecraft for Scientific Applications // Solar System Research. — 2016. — Vol. 50, no. 7. — P. 593—596. — URL: <https://doi.org/10.1134/S003809461607011X>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A34. *Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Небесно-механическая интерпретация запросных радиотехнических измерений радиальной скорости космических аппаратов научного назначения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2015. — № 4. — С. 77—80. — (ВАК).
- A35. *Аким Э.Л., Тучин Д.А.* Ионосферная составляющая измерений псевдодальности околоземных космических аппаратов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2004. — № 4. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2004-4>. — (ВАК).

- A36. *Боровин Г.К., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Ионосферная ошибка траекторных измерений дальности космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2012. — Т. 2, № 2. — С. 7. — URL: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2012-2-33>. — (ВАК).
- A37. *Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С., Захваткин М.В., Корянов В.В., Лавренов С.М., Морской И.М., Симонов А.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С.* Баллистико-навигационное обеспечение полётов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы : монография / под ред. Тучина А.Г. — Химки : АО «НПО Лавочкина», 2018. — 236 с.
- A38. *Ватутин В.М., Ежов С.А., Захваткин М.В., Ивашина А.В., Молотов Е.П., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Шишов В.А., Ярошевский В.С.* Навигация космических аппаратов при исследовании дальнего космоса : монография / под ред. Е.П. Молотова, А.Г. Тучина. — М. : Радиотехника, 2016. — 232 с.
- A39. *Гаммал А.С., Тучин Д.А.* Реконструкция траектории полёта космического аппарата «Восток-1» // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2025. — № 15. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-15>. — (ВАК).
- A40. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Основное свойство интеграла Якоби для гравитационных маневров в Солнечной системе // Астрон. вестн. — 2019. — Т. 53, № 6. — С. 467—474. — URL: <https://doi.org/10.1134/S0320930X19060021>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A41. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Основное свойство интеграла Якоби для гравитационных маневров в Солнечной системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2019. — № 34. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2019-34>. — (ВАК).
- A42. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Методика формирования больших наклонов орбиты КА с использованием гравитационных манёвров // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2015. — № 64. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-64>. — (ВАК).
- A43. *Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Разработка стратегий исследования системы Юпитера при использовании модели ограниченной задачи четырёх тел // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2014. — № 50. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2014-50>. — (ВАК).

- A44. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Гравитационные манёвры около Венеры для выхода на внеэллиптические положения. Резонансная асимптотическая скорость // Астрон. вестн. — 2019. — Т. 53, № 4. — С. 256—264. — URL: <https://doi.org/10.1134/S0320930X19040030>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A45. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Гравитационные манёвры КА около Венеры для выхода на внеэллиптические положения. Резонансная асимптотическая скорость // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2018. — № 222. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-222>. — (ВАК).
- A46. Grushevskii A., Golubev Y.F., Koryanov V., Tuchin A., Tuchin D. Dynamical aspects of spatial use of gravity assist maneuvers for the solar probes // Advances in the Astronautical Sciences. Vol. 170. — 2020. — P. 175—189.
- A47. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обобщение формулы Резерфорда и синтез траекторий с гравитационными манёврами // Изв. РАН. ТиСУ. — 2023. — № 3. — С. 120—132. — URL: <https://doi.org/10.31857/S0002338823030058>. — (WoS, Scopus, ВАК).
- A48. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обобщенная формула Резерфорда и оптимизация пучкового моделирования гравитационных маневров в Солнечной системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2021. — № 6. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2021-6>. — (ВАК).
- A49. Грушевский А.В., Голубев Ю.Ф., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обобщение формулы Резерфорда для гравитационного рассеяния и оптимизация проектирования гравитационных манёвров // XIII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, СПб. Т. 1. — 2023. — С. 564—566.
- A50. Grushevskii A.V., Golubev Y.F., Koryanov V.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. To the Rutherford's extended formula and its application in the interplanetary mission design using multiple gravity assists // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, Paris. 2022—September. — 2022. — URL: <https://www.scopus.com/record/display.uri?eid=2-s2.0-85167568573&origin=inward&txGid=87af9d5340f82231fd578cd8f871def6>. — (Scopus, ВАК).
- A51. Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин Д.А., Морской И.М., Симонов А.В., Добровольский В.С. Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2015. — № 4. — С. 97—103. — (ВАК).

- A52. Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин Д.А., Морской И.М., Симонов А.В., Добровольский В.С. Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников (окончание) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2016. — № 1. — С. 37—45. — (ВАК).
- A53. Golubev Yu.F., Tuchin A.G., Grushevskii A.V., Koryanov V.V., Tuchin D.A., Morskoy I.M., Simonov A.V., Dobrovolskii V.S. Main Methods of Trajectory Synthesis for Scenarios of Space Missions with Gravity Assist Maneuvers in the System of Jupiter and with Landing on One of Its Satellites // Solar System Research. — 2016. — Vol. 50, no. 7. — P. 597—603. — URL: <https://doi.org/10.1134/S0038094616070066>. — (WoS, Scopus, VAK).
- A54. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Адаптивные методы построения перелетов в системе Юпитера с выходом на орбиту спутника галилеевой луны // Астрон. вестн. — 2020. — Т. 54, № 4. — С. 349—359. — URL: <https://doi.org/10.31857/S0320930X20040064>. — (WoS, Scopus, VAK).
- A55. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Баллистическое проектирование полётов к Венере в эпоху 2021-2028 гг. Области достижимости при посадке // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2018. — № 76. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-76>. — (ВАК).
- A56. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Формирование малозатратных полетов в системе Юпитера с использованием тиссерановых координат // Изв. РАН. ТиСУ. — 2015. — № 5. — С. 147—163. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0002338815050066>. — (WoS, Scopus, VAK).
- A57. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Формирование орбит космического аппарата с большим наклоном к эклиптике посредством многократных гравитационных манёвров // Изв. РАН. ТиСУ. — 2017. — № 2. — С. 108—132. — URL: <https://doi.org/10.7868/S0002338817020081>. — (WoS, Scopus, VAK).
- A58. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Баллистическое проектирование многоцелевых полетов к Венере // Изв. РАН. ТиСУ. — 2018. — № 6. — С. 154—174. — URL: <https://doi.org/10.31857/S000233880003501-0>. — (WoS, Scopus, VAK).
- A59. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Киселева И.П., Корянов В.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Баллистическое проектирование полётов к Венере в эпоху 2021-2028 гг. Окна старта // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2018. — № 75. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2018-75>. — (ВАК).

- A60. Ильин И.С., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Сазонов В.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Баллистическое проектирование траекторий перелёта с орбиты искусственного спутника Земли на гало-орбиту в окрестности точки L2 системы Солнце—Земля // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2013. — № 6. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-6>. — (ВАК).
- A61. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. О вариации наклона орбит небесных тел при совершении гравитационного манёвра в Солнечной системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2016. — № 15. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2016-15>. — (ВАК).
- A62. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Синтез последовательности гравитационных манёвров КА для достижения орбит с высоким наклоном к эклиптике // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2016. — № 43. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2016-43>. — (ВАК).
- A63. Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Гравитационное рассеяние при совершении гравитационных манёвров и пертурбационные кольца в Солнечной системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2021. — № 2. — URL: <https://doi.org/10.20948/prepr-2021-2>. — (ВАК).
- A64. Аким Э.Л., Капралов М.А., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Определение параметров движения космического аппарата бортовой навигационной системой по измерениям псевдоскорости и псевдодальности спутниковых навигационных систем // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2004. — № 20. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2004-20>. — (ВАК).
- A65. Аким Э.Л., Тучин Д.А. Апостериорная оценка точности определения вектора состояния земного наблюдателя по измерениям дальности и скорости системы космической навигации GPS // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. — 2001. — № 36. — URL: <https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2001-36>. — (ВАК).
- A66. Боровин Г.К., Захваткин М.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Идентификация манёвров, выполняемых двигателями малой тяги космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2012. — Т. 2, № 2. — С. 8. — URL: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2012-2-34>. — (ВАК).
- A67. Borovin G.K., Grushevskii A.V., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Russian Exploration of Venus. Past and Prospects // *Mathematica Montisnigri*. — 2018. — Vol. XLV. — P. 137—148. — URL: <https://doi.org/10.20948/mathmontis-2019-45-12>. — (WoS, ВАК).

- A68. *Grushevskii A., Golubev Yu., Koryanov V., Tuchin A., Tuchin D.* Advanced methods of low cost mission design for the Galilean moons exploration // Physical Science Journal of Physics: Conference Series. — 2019. — URL: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1391/1/012031>. — (WoS, Scopus, VAK).
- A69. *Платонов А.К., Тучин А.Г., Сихарулидзе Ю.Г., Заславский Г.С., Тучин Д.А.* Построение и анализ траекторий срочного возвращения к Земле при пилотируемых полётах к Луне // Механика, управление и информатика. — 2015. — Т. 7, № 1. — С. 78—104.
- A70. *Боровин Г.К., Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* Успешное творческое сотрудничество НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2022. — № 2. — С. 46—56. — (ВАК).
- A71. *Боровин Г.К., Грушевский А.В., Лавренов С.М., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А.* К шестидесятилетию творческого сотрудничества НПО им. С.А. Лавочкина и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН в освоении космоса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. — 2025. — № 1. — С. 47—58. — URL: <https://doi.org/10.26162/LS.2025.67.1.005>. — (ВАК).

Список литературы

1. *Аким Э.Л., Энеев Т.М.* Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космич. исслед. — 1963. — Т. 1, № 1. — С. 5—50.
2. *Охоцимский Д.Е.* Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу / Д.Е. Охоцимский, Ю. Голубев, Ю.Г. Сихарулидзе. — М. : Наука, 1975. — 400 с.
3. *Сихарулидзе Ю.Г.* Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. — М : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2015. — 410 с.
4. *Соболь И.М.* Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями / И.М. Соболь, Р.Б. Статников. — М : Дрофа, 2006. — 175 с.
5. *Охоцимский Д.Е.* Основы механики космического полёта / Д.Е. Охоцимский, Ю.Г. Сихарулидзе. — М. : Наука, 1990. — 448 с.

Тучин Денис Андреевич

Математические модели и методы навигационного обеспечения и баллистического проектирования полётов космических аппаратов

Автореф. дис. на соискание ученой степени д-р. физ.-мат. наук

Подписано в печать _____._____._____. Заказ № _____

Формат 60×90/16. Усл. печ. л. 1. Тираж 1 экз.

Типография _____